LUIZ EDUARDO MIRANDA JOSÉ RODRIGUES

FUNDAMENTOS DA ENGENHARIA AERONÁUTICA
APLICAÇÕES AO PROJETO SAE-AERODESIGN

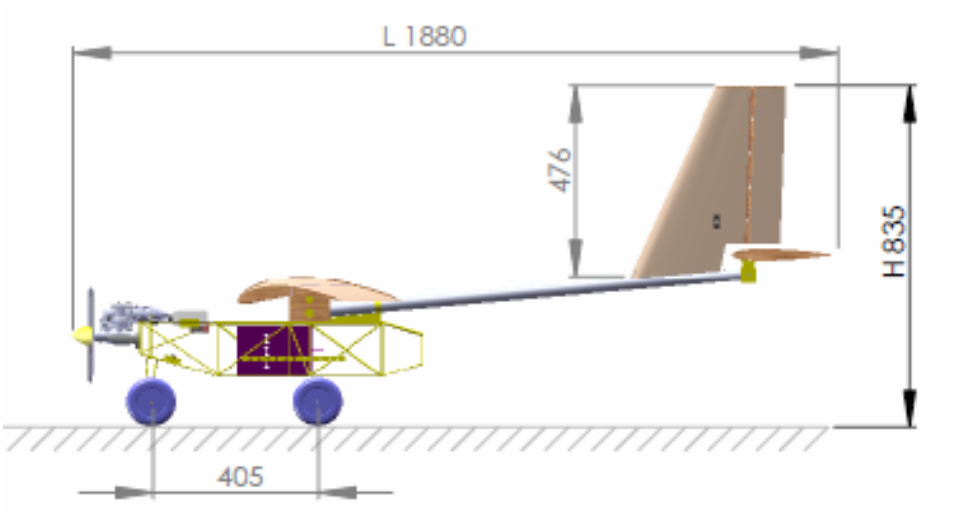
1ª edição

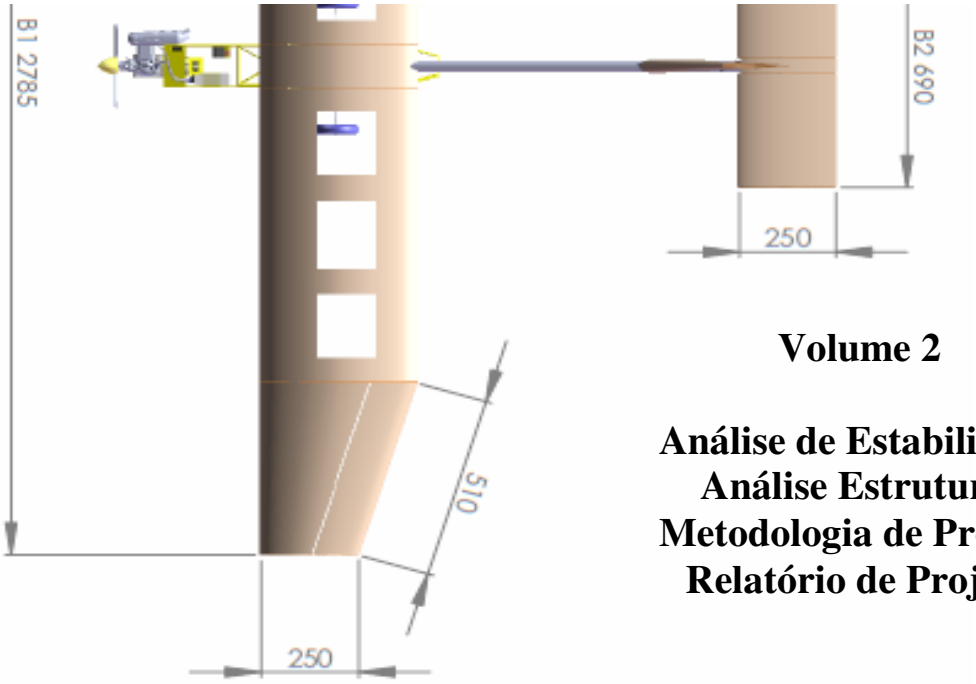
São Paulo
Edição do Autor
2011

FUNDAMENTOS DA ENGENHARIA AERONÁUTICA

Aplicações ao Projeto SAE – AeroDesign

LUIZ EDUARDO MIRANDA J. RODRIGUES





Volume 2

Análise de Estabilidade
Análise Estrutural
Metodologia de Projeto
Relatório de Projeto

FUNDAMENTOS DA ENGENHARIA AERONÁUTICA

Aplicações ao Projeto SAE – AeroDesign

Volume 2

Análise de Estabilidade, Análise Estrutural, Metodologia de Projeto e Relatório de Projeto

LUIZ EDUARDO MIRANDA J. RODRIGUES

Rodrigues, Luiz Eduardo Miranda. J.
Fundamentos da Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign
Volume 2 - Análise de Estabilidade, Análise Estrutural, Metodologia de Projeto e Relatório de Projeto
1. ed rev. – Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, São Paulo, 2011.

Ao Estudante

Que a presente obra represente um estímulo a todos os estudantes que admiram a engenharia aeronáutica e buscam o entendimento dessa ciência que desperta o interesse e a curiosidade das pessoas e sirva como referência básica para o desenvolvimento e projeto de aeronaves destinadas a participar da competição SAE-AeroDesign.

SOBRE O AUTOR

O professor Luiz Eduardo Miranda J. Rodrigues é formado em Engenharia Mecânica com ênfase Automobilística pelo Centro Universitário da FEI em 1997, é Mestre em Ciência na área de Dinâmica de Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, concluído em 2001.

Atualmente é professor do quadro permanente do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo – Campus Salto, ministrando aulas nas disciplinas de Mecânica dos Fluidos, Estática dos Sólidos e Resistência dos Materiais.

No AeroDesign trabalhou como orientador das equipes Ícaro, Pegasus e Fly Girls da Universidade Nove de Julho nos anos de 2005, 2006 e 2007 sempre obtendo excelentes resultados na competição.

Desde 2009, orienta a equipe Taperá do Instituto Federal de São Paulo na competição SAE-AeroDesign.

AGRADECIMENTOS

Foram muitas as pessoas que contribuíram significativamente para o desenvolvimento desse trabalho, não pretendo ser injusto me esquecendo de ninguém.

Meu eterno agradecimento aos professores do Instituto Tecnológico de Aeronáutica em especial ao Prof. Dr. Donizeti de Andrade que me presenteou ao longo de minha formação acadêmica com uma imensurável quantia de conhecimento na área aeronáutica.

Aos amigos Prof. MSc. Washington Humberto de Moura e Prof. MSc. Jan Novaes Recicar, coordenadores dos cursos de Engenharia de Produção Mecânica e Engenharia Elétrica da Universidade Nove de Julho, que acompanharam o desenvolvimento desse trabalho desde seu inicio contribuindo com muitas idéias que agregaram muito valor a cada capítulo do livro.

Agradeço aos amigos da comissão organizadora do AeroDesign Eng. André Van de Schepop e Eng. André Luis Garcia Soresini que torceram muito para que esta obra fosse concluída.

Meu eterno agradecimento para a Engª Letícia Aparecida Caride Amaral que foi o ponto de partida para o inicio desse trabalho me incentivando a escrever um livro sobre o AeroDesign.

A todos os integrantes das Equipes Ícaro, Pegasus e Fly Girls da Universidade Nove de Julho em especial aos capitães Engª Cristiane Corrêa de Lima, Eng Álvaro José de Mauro e ao estudante Ayris Correia por proporcionarem momentos maravilhosos durante os anos em que os orientei.

Aos alunos da equipe Taperá do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo, por acreditarem na realização do trabalho e por já contribuírem para a conclusão dessa obra.

Aos meus familiares, em especial para minha mãe Maria Bernadete Miranda e para minha noiva Dailene Felix, as duas razões da minha vida, que sempre apoiaram as loucuras que já fiz pelo AeroDesign e por meus alunos.

Enfim, fica meu agradecimento a todos que contribuíram direta ou indiretamente para a conclusão deste trabalho.

"Os pássaros devem experimentar a mesma sensação, quando distendem suas longas asas e seu vôo fecha o céu... Ninguém, antes de mim, fizera igual."
Alberto Santos Dumont

SUMÁRIO

Capítulo 5 - Análise de Estabilidade Estática

Capítulo 6 - Análise Estrutural

Capítulo 7 - Metodologia de Projeto

Capítulo 8 - Relatório de Projeto

CAPÍTULO 5

ANÁLISE DE ESTABILIDADE ESTÁTICA

5.1 - Introdução

A análise de estabilidade representa um dos pontos mais complexos do projeto de uma aeronave, pois geralmente envolve uma série de equações algébricas difíceis de serem solucionadas e que em muitas vezes só podem ser resolvidas com o auxílio computacional.

No presente livro apenas são tratados os aspectos da estabilidade estática, fundamentos e aplicações de estabilidade dinâmica de aeronaves podem ser encontrados com uma grande riqueza de detalhes na obra de Nelson [5.4].

Este capítulo possui a finalidade principal de propiciar ao estudante a capacidade de entender e aplicar os conceitos necessários para se garantir a estabilidade estática de uma aeronave a utilizá-los no projeto de uma aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign. Assim, são apresentados tópicos como a determinação da posição do centro de gravidade, critérios necessários para se garantir a estabilidade longitudinal estática com a determinação do ponto neutro, da margem estática e do ângulo de trimagem da aeronave e os critérios necessários para se garantir as estabilidades direcional e lateral da aeronave.

Antes de se iniciar qualquer estudo sobre estabilidade, é muito importante uma recordação dos eixos de coordenadas de uma aeronave e seus respectivos movimentos de rotação ao redor desses eixos, definindo assim os graus de liberdade do avião. A Figura 5.1 mostra um avião com suas principais superfícies de controle e o sistema de coordenadas com os respectivos possíveis movimentos.

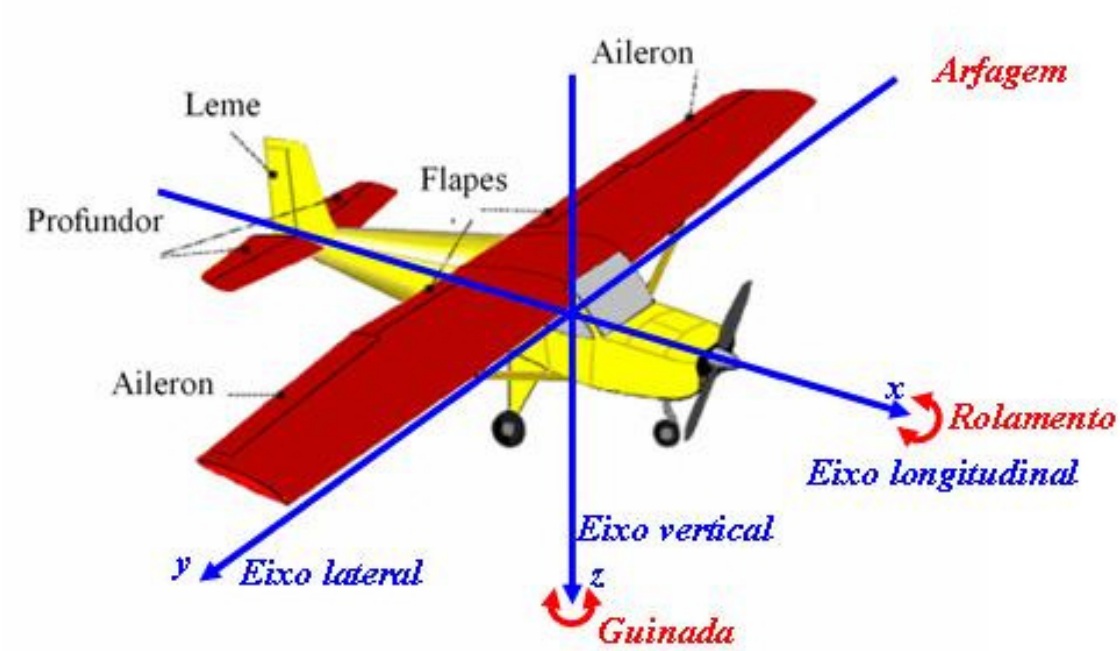


Figura 5.1 – Eixos de coordenadas e superfícies de comando.

Os movimentos de rotação são realizados mediante a aplicação dos comandos de profundor, leme e ailerons. Com a aeronave em movimento, a atuação de qualquer uma dessas superfícies de comando pode provocar uma condição de até seis graus de liberdade, como comentado no Capítulo 1 do presente livro.

Nas próximas seções deste capítulo são apresentados em detalhes todo o equacionamento necessário para o estudo dos critérios de estabilidade estática com a aplicação dos tópicos estudados em uma aeronave destinada a participar do AeroDesign. Os exemplos numéricos são conduzidos de forma que após cada seção apresentada uma aplicação seja realizada.

Espera-se que ao final do estudo deste capítulo, o estudante esteja apto a determinar e calcular os critérios necessários para se garantir a estabilidade estática de uma aeronave destinada a participar do AeroDesign.

5.2 – Definição de estabilidade

Pode-se entender por estabilidade a tendência de um objeto retornar a sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida. Para o caso de um avião, a garantia da estabilidade está diretamente relacionada ao conforto, controlabilidade e segurança do vôo. Basicamente existem dois tipos de estabilidade, a estática e a dinâmica e como citado, no presente livro apenas são apresentados os conceitos fundamentais para se garantir a estabilidade estática, pois normalmente cálculos dinâmicos de estabilidade envolvem uma álgebra complexa e são estudados em cursos de pós-graduação.

Os conceitos apresentados neste capítulo têm como objetivo principal a sua aplicação em aeronaves destinadas a participar da competição AeroDesign e fornecem respostas confiáveis e muito úteis para se garantir o projeto de uma aeronave estável e controlável.

Embora no presente livro apenas sejam tratados os conceitos da estabilidade estática, a seguir são apresentadas as definições básicas para os dois tipos de estabilidade citados.

Estabilidade estática: é definida como a tendência de um corpo voltar a sua posição de equilíbrio após qualquer distúrbio sofrido, ou seja, se após uma perturbação sofrida existirem forças e momentos que tendem a trazer o corpo de volta a sua posição inicial, este é considerado estaticamente estável. Um exemplo da estabilidade estática pode ser visto na Figura 5.2 apresentada a seguir.

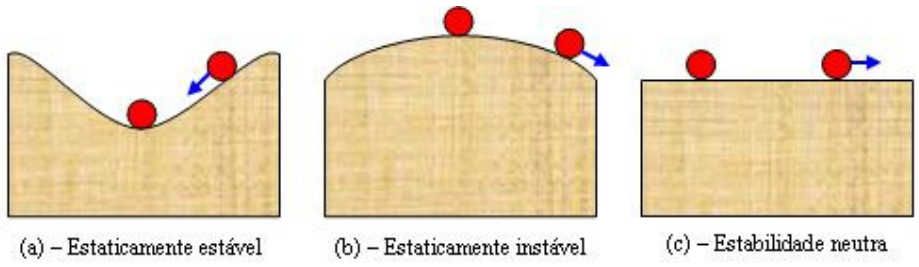


Figura 5.2 – Estabilidade estática.

Na Figura 5.2 (a), pode-se perceber que após um distúrbio sofrido, a esfera tem a tendência natural de retornar a sua posição de equilíbrio, indicando claramente uma condição de estabilidade estática, para a Figura 5.2 (b), nota-se que após qualquer distúrbio sofrido, a esfera possui a tendência de se afastar cada vez mais de sua posição de equilíbrio, indicando assim uma condição de instabilidade estática e para a Figura 5.2 (c), a esfera após qualquer distúrbio sofrido atinge uma nova posição de equilíbrio e ali permanece indicando um sistema estaticamente neutro.

Para o caso de um avião, é fácil observar a partir dos comentários realizados que necessariamente este deve possuir estabilidade estática, garantindo que após qualquer distúrbio quer seja provocado pela ação dos comandos ou então por uma rajada de vento, a aeronave possua a tendência de retornar a sua posição de equilíbrio original.

A estabilidade de uma aeronave pode ser maior ou menor dependendo da aplicação desejada para o projeto. Aviões muito estáveis demoram mais para responder a um comando aplicado pelo piloto e aviões menos estáveis respondem mais rápido a qualquer comando ou distúrbio ocorrido. Geralmente, maior estabilidade é encontrada em aviões cargueiros e menor estabilidade é encontrada em caças supersônicos, nos quais pelo próprio objetivo da missão devem possuir uma capacidade de manobra elevada e rápida.

Estabilidade dinâmica: o critério para se obter uma estabilidade dinâmica está diretamente relacionado ao intervalo de tempo decorrido após uma perturbação ocorrida a partir da posição de equilíbrio da aeronave.

Para ilustrar essa situação, considere um avião que devido a uma rajada de vento saiu de sua posição de equilíbrio com o seu nariz deslocado para cima. Caso este avião seja estaticamente estável, ele terá a tendência de retornar para a sua posição inicial, porém este retorno não ocorre de forma imediata, até que a posição de equilíbrio seja novamente obtida, decorre certo intervalo de tempo. Normalmente o retorno ocorre através de dois processos distintos de movimento, o aperiódico ou o oscilatório. A Figura 5.3 mostra esses dois casos que garantem a estabilidade dinâmica de uma aeronave e a Figura 5.4 mostra um caso de estabilidade dinâmica com movimento oscilatório de uma aeronave.

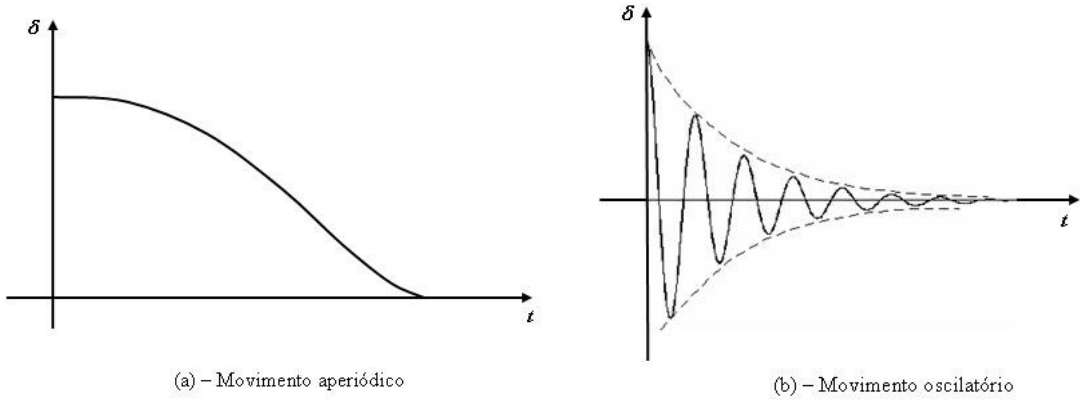


Figura 5.3 – Exemplos de estabilidade dinâmica.

Figura 5.4 – Estabilidade dinâmica de uma aeronave com movimento oscilatório.

Dessa forma, pode-se dizer que um corpo é dinamicamente estável quando após uma perturbação sofrida retornar a sua posição de equilíbrio após um determinado intervalo de tempo e lá permanecer.

Ainda considerando o mesmo exemplo, caso após ocorrer a tendência inicial da aeronave retornar a sua posição de equilíbrio devido a sua estabilidade estática, o avião passe a oscilar com aumento de amplitude, a sua posição de equilíbrio não será mais atingida, resultando em um caso de instabilidade dinâmica, como mostram as Figura 5.5 e 5.6.

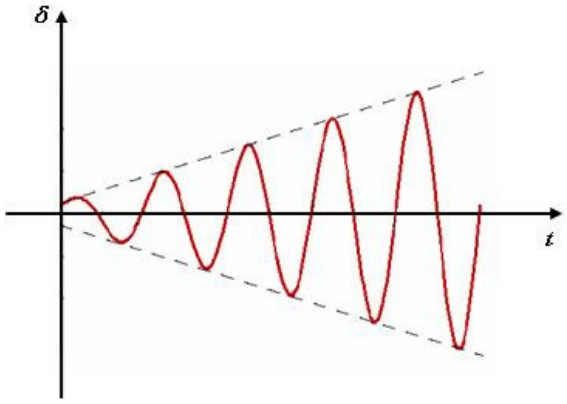


Figura 5.5 – Exemplo de instabilidade dinâmica com movimento oscilatório.

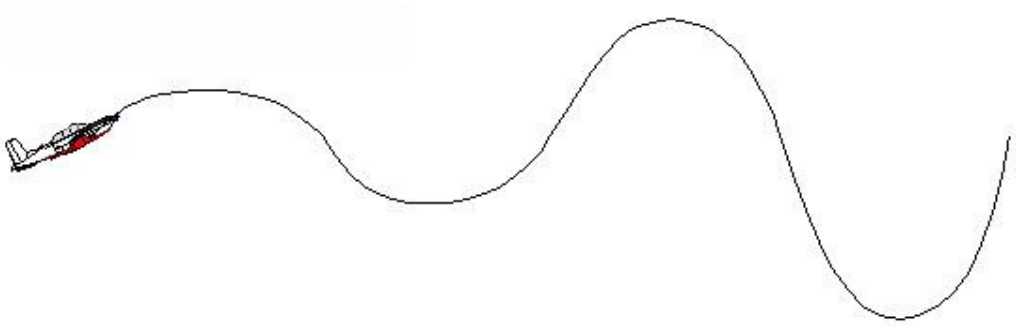


Figura 5.6 – Instabilidade dinâmica de uma aeronave com movimento oscilatório.

Caso após ocorrer a tendência inicial da aeronave retornar a sua posição de equilíbrio devido a sua estabilidade estática, o avião passe a oscilar com a manutenção da amplitude inicial, a sua posição de equilíbrio não será mais atingida, resultando em um caso de instabilidade dinâmica neutra, como mostram as Figura 5.7 e 5.8.

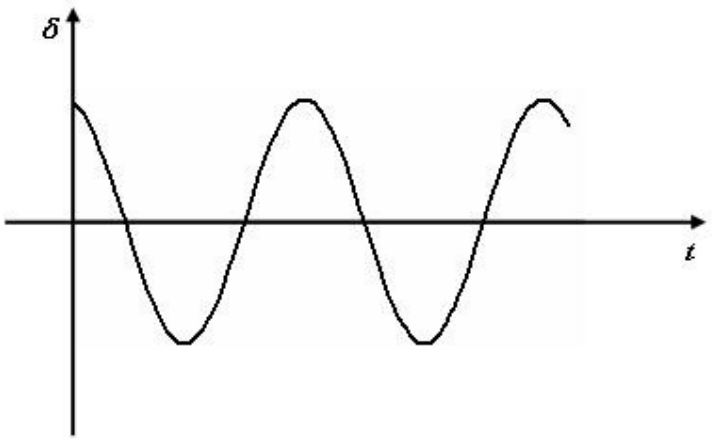


Figura 5.7 – Estabilidade dinâmica neutra.

Figura 5.8 – Estabilidade dinâmica neutra de uma aeronave.

Pela análise realizada, é muito importante observar que um avião pode ser estaticamente estável, porém dinamicamente instável, e assim, uma análise pura de estabilidade estática não garante a estabilidade dinâmica da aeronave. Dessa forma, um avião estaticamente estável pode não ser dinamicamente estável, mas com certeza um avião dinamicamente estável será estaticamente estável.

Uma redução da perturbação em função do tempo indica que existe resistência ao movimento do corpo e conseqüentemente energia está sendo dissipada. Quando ocorrer dissipação de energia, o movimento é caracterizado por um amortecimento positivo e quando mais energia for adicionada ao sistema (aumento de amplitude), o amortecimento é considerado negativo.

Particularmente um ponto muito importante para o projeto de um avião é a definição do grau de estabilidade dinâmica, que geralmente é representado pelo tempo necessário para que o distúrbio sofrido seja completamente amortecido.

Para o propósito da competição AeroDesign, uma análise bem feita dos critérios de estabilidade estática garantem excelentes resultados operacionais para a aeronave. Como o estudo da estabilidade (estática e dinâmica) envolve uma álgebra mais pesada, é aconselhável que as equipes iniciantes na competição estejam atentas apenas aos critérios de estabilidade estática, deixando a pesquisa mais avançada de estabilidade dinâmica para as equipes que já possuem experiência no projeto.

5.3 – Determinação da posição do centro de gravidade

Para se iniciar os estudos de estabilidade, peso e balanceamento de uma aeronave é muito importante a determinação prévia da posição do centro de gravidade da aeronave e o passeio do mesmo para condições de peso mínimo e máximo. Nesta seção do presente capítulo é apresentado um modelo analítico que permite realizar o cálculo da posição do *CG* de um avião. O CG de uma aeronave pode ser definido através do cálculo analítico das condições de balanceamento de momentos, ou seja, considere um ponto imaginário no qual a soma dos momentos no nariz da aeronave (sentido anti-horário – negativo) em relação ao CG possuem a mesma intensidade da soma dos momentos de cauda (sentido horário – positivo). Nessas condições, pode-se dizer que a aeronave está em equilíbrio quando suspensa pelo CG, ou seja, não existe nenhuma tendência de rotação em qualquer direção, quer seja nariz para cima ou nariz para baixo, e, portanto, em uma situação prática pode-se considerar que todo o peso da aeronave está concentrado no centro de gravidade. Normalmente a posição do *CG* de uma aeronave é apresentada na literatura aeronáutica com relação à porcentagem da corda e sua localização é obtida com a aplicação da Equação (5.1) que relaciona os momentos gerados por cada componente da aeronave com o peso total da mesma.

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum W \cdot d}{\sum W} \tag{5.1}$$

Para a aplicação da Equação (5.1), é necessário adotar uma linha de referência onde a partir desta é possível obter as distâncias características da localização de cada componente da aeronave permitindo assim a determinação dos momentos gerados por cada um desses componentes em relação a esta linha de referência. Uma vez encontrados os momentos individuais, realiza-se a somatória de todos esses momentos e então divide-se o resultado obtido pelo peso total da aeronave. No presente livro, a linha de referência é adotada no nariz da aeronave como mostra a Figura 5.9.

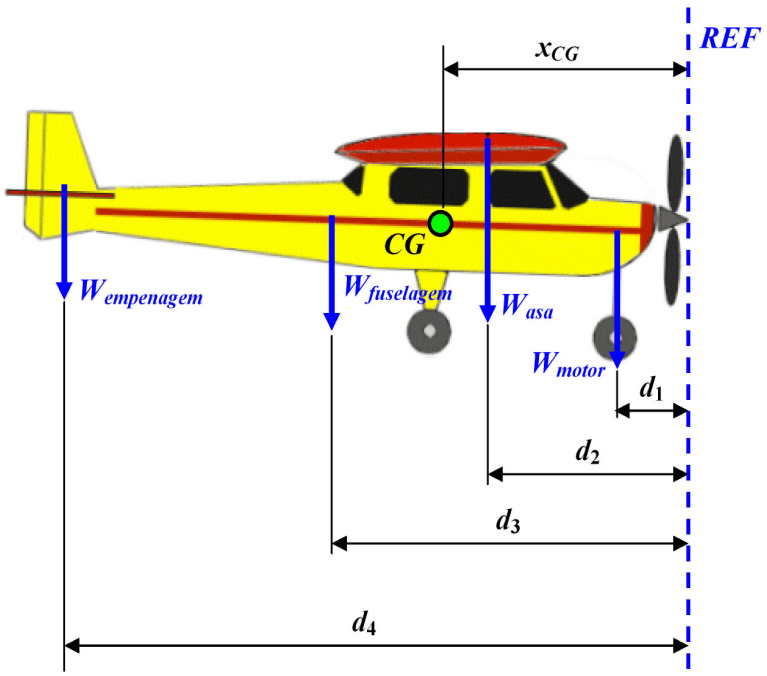


Figura 5.9 – Determinação da posição do centro de gravidade de uma aeronave.

É importante citar que a Figura 5.9 ilustra apenas alguns componentes mais importantes da aeronave. Para de se obter um cálculo mais preciso da posição do *CG* é interessante que se utilize o maior número de componentes possíveis.

Uma vez determinada a posição do centro de gravidade, este pode ser representado em função da corda na raiz da asa aplicando-se a Equação (5.2) apresentada a seguir.

$$CG\%_c = \frac{(\bar{x}_{CG} - x_w)}{c} \cdot 100\% \tag{5.2}$$

A Equação (5.2) relaciona a diferença entre as distancias da posição do *CG* e do bordo de ataque da asa em relação a linha de referência com a corda na raiz da asa, resultando na posição do *CG* em uma porcentagem da corda. A Figura 5.10 ilustra este conceito.

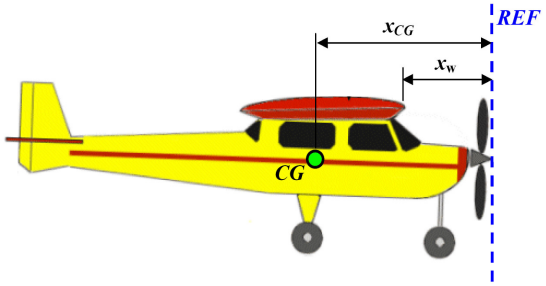


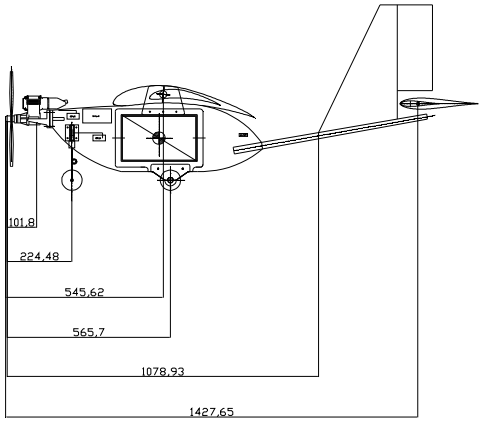
Figura 5.10 - posição do CG em função de uma porcentagem da corda na raiz da asa.

Para aeronaves convencionais que participam da competição AeroDesign, normalmente com o *CG* localizado entre 20% e 35% da corda é possível obter boas qualidades de estabilidade e controle. A Figura 5.11 mostra a medição do CG da aeronave da equipe Taperá do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo para a competição de 2009.

Figura 5.11 – Medição do CG da aeronave da equipe Taperá.

Exemplo 5.1 – Determinação da posição do centro de gravidade.

Considere que uma aeronave destinada a participar do AeroDesign possui as características de peso e distância de seus componentes em relação a uma linha de referência situada no nariz da aeronave apresentada na tabela a seguir.



Componente	Peso (N)	Braço (m)	Momento (Nm)
Motor, hélice	6,3765	0,1018	0,649
Trem do nariz, tanque de combustível e servos	4,414	0,22448	0,990
Asa e fuselagem	14,715	0,54562	8,028
Trem principal	2,943	0,5657	1,664
Boom e leme	1,962	1,07893	2,117
Profundor	2,943	1,42765	4,201
Total	33,3535	-	17,649

Com base nos dados da tabela, determine de forma aproximada a posição do centro de gravidade desta aeronave em relação à linha de referência e também como porcentagem da corda. Considere $c = 0{,}37$m.

Solução:

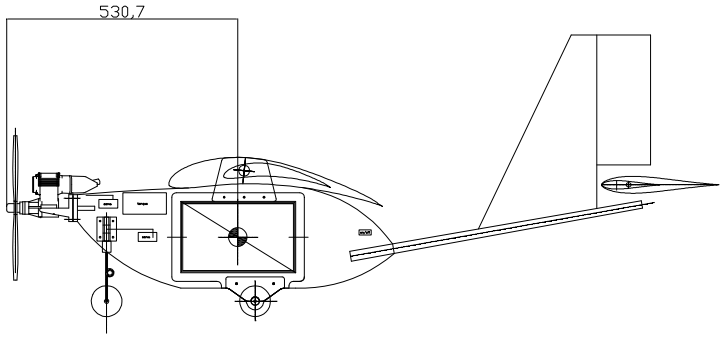
A posição do centro de gravidade para a aeronave vazia pode ser calculada com a aplicação da Equação (5.1) apresentada a seguir.

$$\bar{x}_{CG} = \frac{\sum W \cdot d}{\sum W}$$

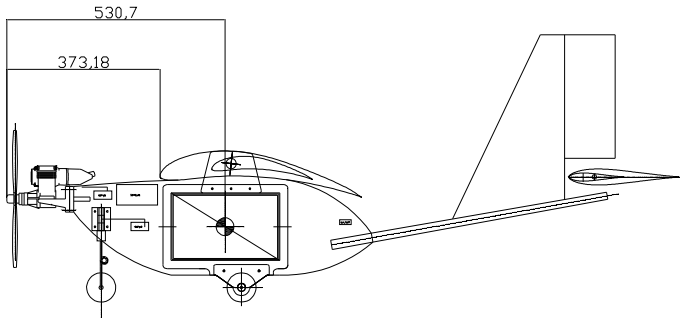
A partir dos dados fornecidos na tabela, tem-se que:

$$\bar{x}_{CG} = \frac{17{,}649}{33{,}3535}$$

$$\bar{x}_{CG} = 0{,}529\,\text{m}$$



Com relação a corda média aerodinâmica, a Equação (5.2) pode ser aplicada, e de acordo com a figura mostrada a seguir é possível verificar posição do bordo de ataque da asa em relação a linha de referência.



Portanto, tem-se que:

$$CG\%_c = \frac{(\bar{x}_{CG} - x_w)}{\bar{c}} \cdot 100\%$$

$$CG\%_c = \frac{(0{,}5307 - 0{,}37318)}{0{,}45} \cdot 100\%$$

$$CG\%_c = 35\% \text{ da cma}$$

5.4 – Momentos em uma aeronave

Para se avaliar as qualidades de estabilidade de uma aeronave, o ponto fundamental é a análise dos momentos atuantes ao redor do *CG*. Como forma de ilustrar esta situação, a Figura 5.12 mostra a vista lateral de uma aeronave e as principais forças utilizadas para a determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática.

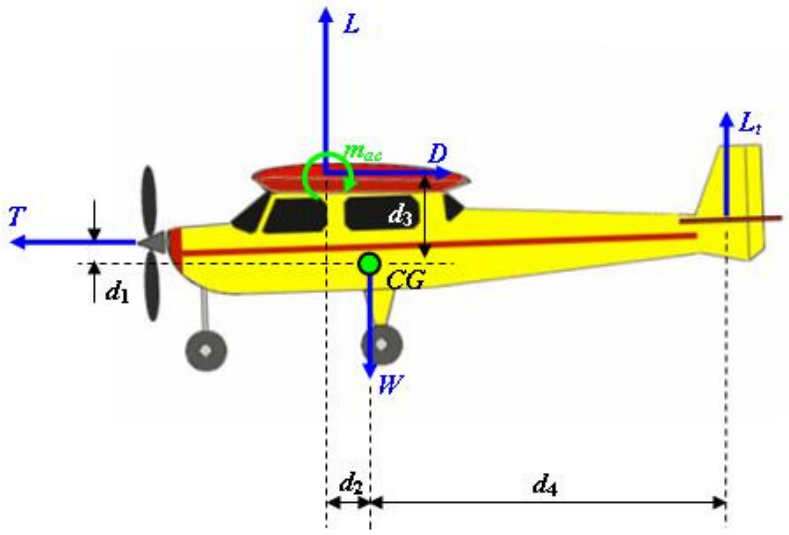


Figura 5.12 **–** Forças e momentos atuantes em uma aeronave durante o vôo.

Através da Figura 5.12 é possível calcular o momento resultante ao redor do *CG* da aeronave da seguinte forma:

$$m_{CG} = -T \cdot d_1 + L \cdot d_2 + D \cdot d_3 - L_t \cdot d_4 + m_{ac} \tag{5.3}$$

É importante observar na Equação (5.3) que conforme citado no Capítulo 2, momentos no sentido horário são considerados negativos e momentos no sentido anti-horário são considerados positivos. Nesta equação estão presentes os momentos provocados pelas forças de sustentação e arrasto da asa, pela força de sustentação da superfície horizontal da empenagem, pela tração do motor e pelo momento ao redor do centro aerodinâmico do perfil, a força de arrasto da empenagem foi negligenciada, pois sua contribuição geralmente é muito pequena devido ao seu baixo valor e ao seu pequeno braço de momento e o peso da aeronave atua diretamente sobre o *CG* e, portanto, não provoca momento na aeronave.

Normalmente nos cálculos de estabilidade utilizam-se equações fundamentadas em coeficientes adimensionais, e assim, é conveniente se trabalhar com o coeficiente de momento ao redor do *CG*, e este pode ser obtido com a aplicação da Equação (5.4).

$$C_{mCG} = \frac{m_{CG}}{q \cdot S \cdot \bar{c}} \tag{5.4}$$

onde, q representa a pressão dinâmica, S é a área da asa e $\bar{c}$ a corda média aerodinâmica.

É importante ressaltar que uma aeronave somente está em equilíbrio quando o momento ao redor do *CG* for igual a zero, portanto, como será apresentado a seguir, um avião somente estará trimado quando o coeficiente de momento ao redor do CG for nulo, assim:

$$m_{CG} = C_{mCG} = 0 \tag{5.5}$$

5.5 – Estabilidade longitudinal estática

Para que uma aeronave possua estabilidade longitudinal estática é necessário a existência de um momento restaurador que possui a tendência de trazer a mesma novamente para sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida.

Como forma de se ilustrar este critério, considere dois aviões e suas respectivas curvas características do coeficiente de momento ao redor do *CG* em função do ângulo de ataque como mostra a Figura 5.13.

Considere inicialmente que ambas aeronaves estão voando no ângulo de ataque de trimagem representado pela posição ***B***, ou seja, $C_{mCG} = 0$. Supondo-se que repentinamente essas aeronaves sejam deslocadas de sua posição de equilíbrio por uma rajada de vento que aumenta o ângulo de ataque para a posição ***C*** (nariz para cima), o avião 1 apresentará um momento negativo (sentido anti-horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para baixo, trazendo a mesma novamente para sua posição de equilíbrio, já o avião 2 apresentará um momento positivo que (sentido horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima afastando-a cada vez mais da sua posição de equilíbrio.

Analogamente, se a perturbação provocada pela mesma rajada de vento reduzir o ângulo de ataque para a posição ***A*** (nariz para baixo), o avião 1 apresentará um momento positivo (sentido horário) que tenderá a rotacionar o nariz da aeronave para cima, trazendo-a de volta a sua posição de equilíbrio e o avião 2 apresentará um momento negativo (sentido

anti-horário) tendendo a rotacionar o nariz da aeronave para baixo, afastando-a cada vez mais da sua posição de equilíbrio.

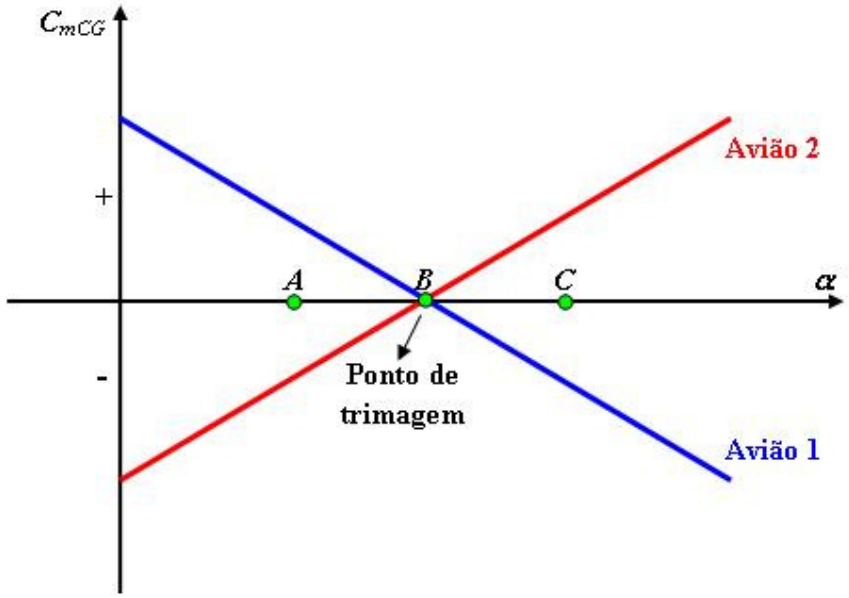


Figura 5.13 – Coeficiente de momento ao redor do *CG* em função do ângulo de ataque.

Dessa forma, pode-se concluir a partir da análise da Figura 5.13 e das considerações apresentadas que um dos critérios necessários para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é relacionado ao coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque que obrigatoriamente deve ser negativo, resultando, portanto em uma curva decrescente, assim.

$$\frac{dC_m}{d_\alpha} = C_{m\alpha} < 0 \tag{5.6}$$

A Figura 5.14 mostra o processo para a determinação do coeficiente angular da curva C_m versus α para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

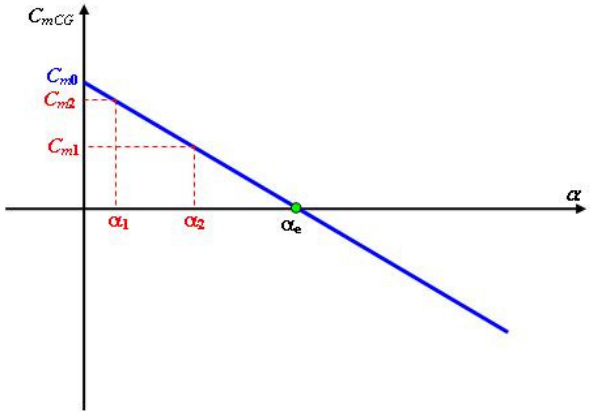


Figura 5.14 – Determinação do coeficiente angular da curva do coeficiente de momento ao redor do *CG* em função do ângulo de ataque.

Pela análise da Figura 5.14, pode-se escrever que:

$$\frac{dC_m}{d_\alpha} = C_{m\alpha} = \frac{C_{m2} - C_{m1}}{\alpha_2 - \alpha_1} < 0 \tag{5.7}$$

O outro critério importante para a caracterização da estabilidade longitudinal estática está relacionado ao ângulo de trimagem, que necessariamente deve positivo, pois assim a aeronave em estudo possuirá as qualidades estáveis do avião 1 representado na Figura 5.13, e, portanto, pode-se concluir que o coeficiente de momento ao redor do *CG* para uma condição de ângulo de ataque igual a zero C_{m0} deve ser positivo, dessa forma, uma condição de estabilidade longitudinal estática somente será obtida quando os seguintes critérios forem respeitados.

$$\frac{dC_m}{d_\alpha} = C_{m\alpha} < 0 \tag{5.8}$$

e

$$C_{m0} > 0 \tag{5.9}$$

Na discussão apresentada, os requisitos necessários para se obter a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave são fundamentados na curva de momento de arfagem do avião completo, porém é importante a realização de uma análise independente de cada componente da aeronave, pois assim é possível visualizar quais partes contribuem de maneira positiva e quais contribuem de maneira negativa para a estabilidade da aeronave.

Geralmente os três componentes que são analisados para a obtenção dos critérios de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave são a asa, a fuselagem e a superfície horizontal da empenagem.

5.5.1 – Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática

Para se avaliar a contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é necessário o cálculo dos momentos gerados ao redor do *CG* da aeronave devido às forças de sustentação e arrasto além de se considerar o momento ao redor do centro aerodinâmico da asa. A Figura 5.15 serve como referência para a realização deste cálculo e neste ponto é importante citar que a mesma está representada em uma escala conveniente que permite visualizar as forças e os braços de momento em relação ao *CG*.

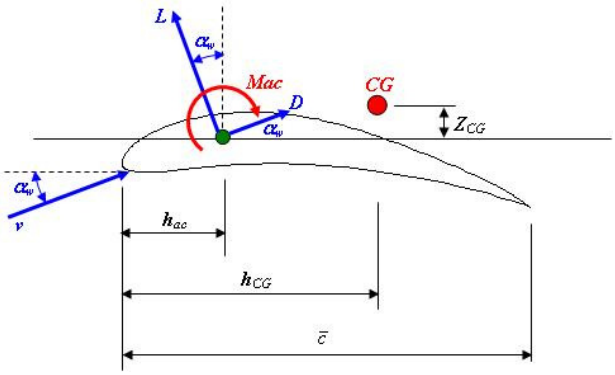


Figura 5.15 – Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática.

Nesta figura é possível observar a presença do momento característico ao redor do centro aerodinâmico M_{ac} e as forças de sustentação L e arrasto D respectivamente perpendicular e paralela à direção do vento relativo, dessa forma, os momentos atuantes ao redor do centro de gravidade são obtidos do seguinte modo:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot \cos\alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot sen\alpha_w \cdot Z_{CG} + D \cdot sen\alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot \cos\alpha_w \cdot Z_{CG} \tag{5.10}$$

Como forma de simplificar a análise, as seguintes simplificações são válidas:

$$\cos\alpha_w = 1 \tag{5.11}$$

$$sen\alpha_w = \alpha_w \tag{5.12}$$

$$L >> D \tag{5.13}$$

Essas aproximações são válidas, pois geralmente o ângulo α_w é muito pequeno e a força de sustentação é bem maior que a força de arrasto, e como para a maioria dos aviões a posição Z_{CG} do centro de gravidade possui um braço de momento muito pequeno, a Equação (5.10) pode ser reescrita em sua forma simplificada desprezando-se a contribuição da força de arrasto e do braço de momento Z_{CG} do seguinte modo:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot 1 \cdot (h_{CG} - h_{ac}) + L \cdot \alpha_w \cdot Z_{CG} + D \cdot \alpha_w \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - D \cdot 1 \cdot Z_{CG} \tag{5.14}$$

Que resulta em:

$$M_{CGw} = M_{ac} + L \cdot (h_{CG} - h_{ac}) \tag{5.15}$$

A Equação (5.15) pode ser reescrita na forma de coeficientes através da divisão de todos os termos pela relação $q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}$, portanto:

$$\frac{M_{CGw}}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} = \frac{M_{ac}}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} + \frac{L \cdot (h_{CG} - h_{ac})}{q_\infty \cdot S \cdot \bar{c}} \tag{5.16}$$

Que resulta em:

$$C_{MCGw} = C_{Mac} + C_L \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \tag{5.17}$$

A variação do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque da asa é calculada pela Equação (5.18) apresentada a seguir.

$$C_L = C_{L0} + a \cdot \alpha_w \tag{5.18}$$

Onde C_{L0} representa o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo ($\alpha_w = 0°$) e a representa o coeficiente angular da curva C_L versus α da asa.

Substituindo a Equação (5.18) na Equação (5.17), tem-se que:

$$C_{MCGw} = C_{Mac} + \left(C_{L0} + a \cdot \alpha_w\right) \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \tag{5.19}$$

Aplicando-se as condições necessárias para se garantir a estabilidade longitudinal estática é possível observar que o coeficiente de momento para uma condição de ângulo de ataque $\alpha_w = 0°$ é:

$$C_{M0w} = C_{Mac} + C_{L0} \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \tag{5.20}$$

E o coeficiente angular da curva de momentos gerados pela asa ao redor do CG é dado por:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = a \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right) \tag{5.21}$$

Analisando a Equação (5.21) é possível observar que para o coeficiente angular ser negativo e, portanto, contribuir positivamente para a estabilidade longitudinal estática da aeronave, é necessário que o centro de gravidade esteja localizado a frente do centro aerodinâmico, porém, geralmente, em aeronaves convencionais não é isto que ocorre e, portanto, a asa isolada se caracteriza por um componente desestabilizante na aeronave, e daí a importância da presença da superfície horizontal da empenagem.

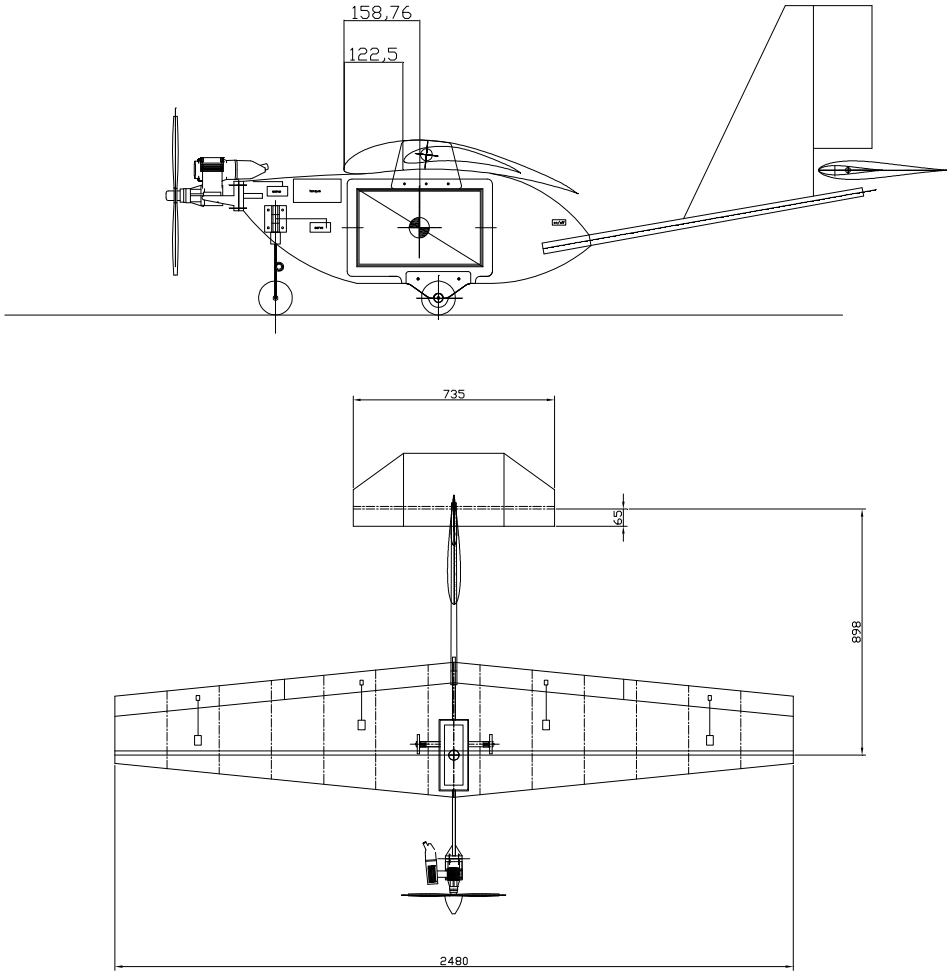
O exemplo apresentado a seguir mostra a aplicação dos critérios de estabilidade longitudinal estática para a asa de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign.

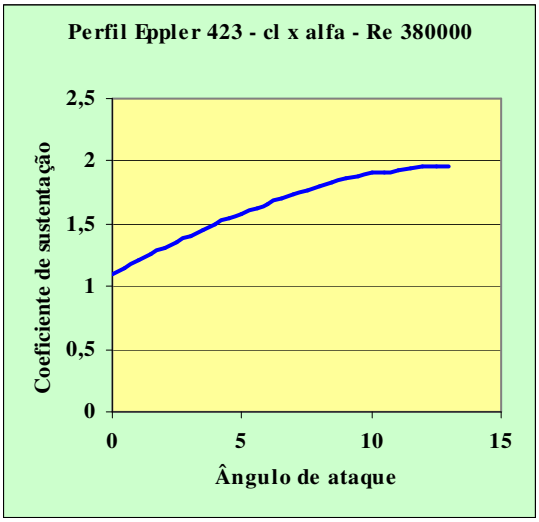
Exemplo 5.2 – Contribuição da asa na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

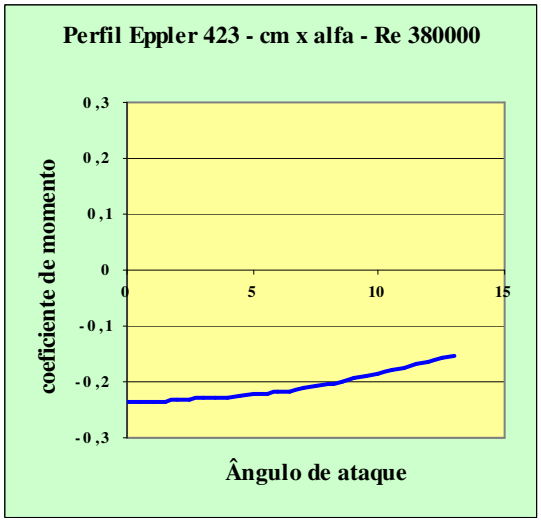
Considere que asa da aeronave representada na figura a seguir utiliza o perfil Eppler 423 cujas curvas características c_l x α e c_m x α estão representadas nos gráficos mostrados.

Determine o coeficiente de momento para $\alpha_w = 0°$, o coeficiente angular da curva c_m x α e trace o gráfico do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque dessa asa.

Realize comentários sobre os resultados obtidos na análise. Dados: AR = 6,70, e = 0,98, $\bar{c}$ = 0,37 m, h_{CG} = 0,1587m, h_{ac} = 0,1225m.







Solução:

O coeficiente angular da curva c_l x α do perfil é dado por:

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{c_{l2} - c_{l1}}{\alpha_2 - \alpha_1}$$

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{1{,}73 - 1{,}50}{7° - 4°}$$

$$a_0 = 0{,}0766/\text{grau}$$

Para a asa finita tem-se que:

$$a = \frac{a_0}{1 + (57{,}3 \cdot a_0 / \pi \cdot e \cdot AR)}$$

$$a = \frac{0{,}0766}{1 + (57{,}3 \cdot 0{,}0766 / \pi \cdot 0{,}98 \cdot 6{,}7)}$$

$$a = 0{,}0631\,\text{grau}^{-1}$$

Assim, o valor de C_{L0} da asa finita pode ser obtido considerando um ângulo de ataque para sustentação nula de aproximadamente -10° para o perfil Eppler 423, da seguinte forma:

$$C_L = a \cdot (\alpha - \alpha_{L=0})$$

$$C_L = 0{,}0631 \cdot (0 - (-10))$$

$$C_L = 0{,}631$$

O valor do coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico para α_w = 0° e obtido diretamente da leitura do gráfico c_m x α e corresponde a -0,24.

Pela aplicação da Equação (5.20) obtém-se o valor de C_{M0w} do seguinte modo:

$$C_{M0w} = C_{Mac} + C_{L0} \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

$$C_{M0w} = -0{,}24 + 0{,}631 \cdot \left(\frac{0{,}1587}{0{,}37} - \frac{0{,}1225}{0{,}37} \right)$$

$$C_{M0w} = -0{,}178$$

E o coeficiente angular da curva de momentos gerados pela asa ao redor do CG é obtido com a aplicação da Equação (5.21) da seguinte forma:

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = a \cdot \left(\frac{h_{CG}}{\bar{c}} - \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \right)$$

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = 0{,}0631 \cdot \left(\frac{0{,}1587}{0{,}37} - \frac{0{,}1225}{0{,}37} \right)$$

$$\frac{dC_M}{d\alpha} = C_{M\alpha w} = 0{,}00617 \text{ /grau}$$

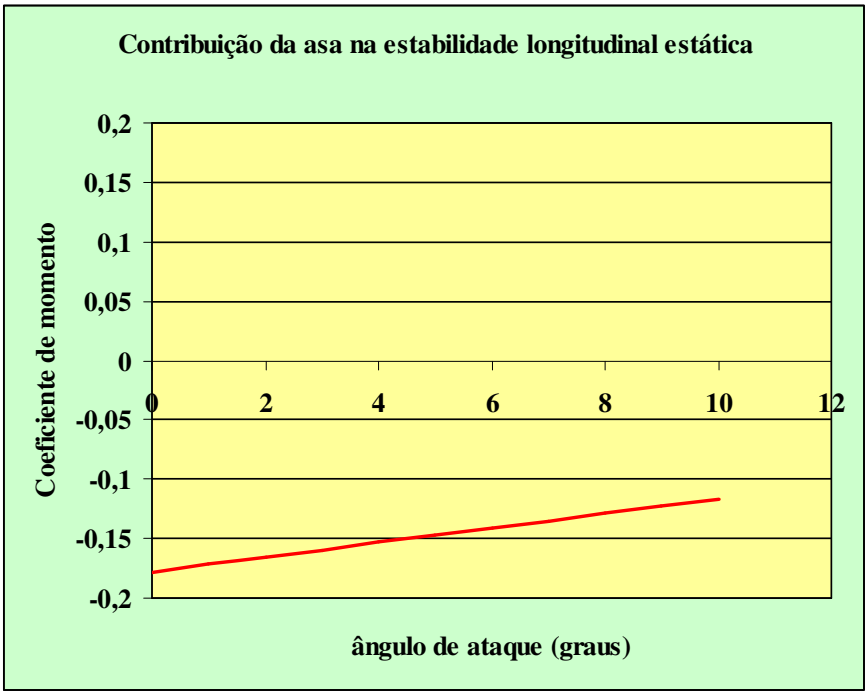
Portanto, a equação que define a variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque é:

$$C_{mCGw} = C_{m0w} + C_{m\alpha w} \cdot \alpha$$

$$C_{mCGw} = -0{,}178 + 0{,}00617 \cdot \alpha$$

A tabela de pontos e o gráfico resultante da análise são mostrados a seguir:

α (graus)	C_{mCGw}
0	-0,178
1	-0,17183
2	-0,16566
3	-0,15949
4	-0,15332
5	-0,14715
6	-0,14098
7	-0,13481
8	-0,12864
9	-0,12247
10	-0,1163



Como citado anteriormente é possível observar que a asa isoladamente possui um efeito desestabilizante na aeronave, pois nenhum dos dois critérios necessários são atendidos, ou seja, o primeiro ponto da curva é negativo e o coeficiente angular é positivo contribuindo de maneira negativa para a estabilidade da aeronave.

Dessa forma, se faz necessário a adição da superfície horizontal da empenagem para garantir a estabilidade da aeronave. Na próxima seção será apresentada e desenvolvida a formulação matemática para se avaliar a contribuição da empenagem na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

5.5.2 – Contribuição da superfície horizontal da empenagem na estabilidade longitudinal estática

De maneira análoga ao estudo realizado para a determinação da contribuição da asa para a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, será apresentado nesta seção o modelo analítico para a determinação da contribuição da superfície horizontal da empenagem nos critérios de estabilidade longitudinal estática. Em uma situação real é obvio que tanto a asa quanto a superfície horizontal da empenagem estão acopladas à fuselagem e ao avião como um todo, porém didaticamente torna-se mais simples a realização de uma análise isolada de cada componente e posteriormente uma análise completa da aeronave através da adição de cada uma das contribuições estudadas, assim, nesta seção apenas será abordado a contribuição isolada da superfície horizontal da empenagem e na seção 5.5.4 do presente capítulo será abordado o critério para a obtenção da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave completa.

Para aeronaves que participam da competição AeroDesign, a configuração convencional com a empenagem localizada na cauda do avião se mostra muito mais eficiente que a configuração canard (dados históricos dos resultados de competições já realizadas), dessa forma, apenas será tratado no escopo deste livro a configuração convencional, ou seja, com a empenagem localizada na cauda da aeronave atrás da asa e do centro de gravidade da aeronave.

Como a superfície horizontal da empenagem está montada na aeronave em uma posição atrás da asa, é importante se observar alguns critérios importantes para se garantir o controle da aeronave, pois nessa condição de montagem, a empenagem está sujeita a dois principais efeitos de interferência que afetam diretamente a aerodinâmica da mesma. Esses efeitos são:

a) Devido ao escoamento induzido na asa, o vento relativo que atua na superfície horizontal da empenagem não possui a mesma direção do vento relativo que atua na asa.

b) Devido ao atrito de superfície e ao arrasto de pressão atuantes sobre a asa, o escoamento que atinge a empenagem possui uma velocidade menor que o escoamento que atua sobre a asa e, portanto, a pressão dinâmica na empenagem é menor que a pressão dinâmica atuante na asa.

Uma forma de se minimizar esses efeitos é posicionar a empenagem fora da região da esteira de vórtices da asa, isso pode ser feito através de um ensaio simples e qualitativo em um túnel de vento com um modelo em escala da aeronave em projeto. Geralmente com a empenagem localizada em um ângulo compreendido entre 7° e 10° acima do bordo de fuga da asa praticamente não existe influência da esteira de vórtices sobre a empenagem para uma condição de vôo reto e nivelado.

Neste ponto é importante citar que mesmo com esse posicionamento da empenagem, em uma condição de elevado ângulo de ataque a esteira de vórtices gerada pela asa atingirá a empenagem em uma condição de escoamento turbulento pois a aeronave geralmente está em uma condição próxima do estol. A Figura 5.16 mostra um ensaio qualitativo realizado em túnel de vento com um modelo em escala e pode-se observar que em uma condição de vôo reto e nivelado a esteira de vórtices passa abaixo da empenagem permitindo um escoamento livre nas superfícies de comando contribuindo de maneira significativa para a controlabilidade e estabilidade da aeronave minimizando os efeitos de interferência citados no inicio dessa seção.

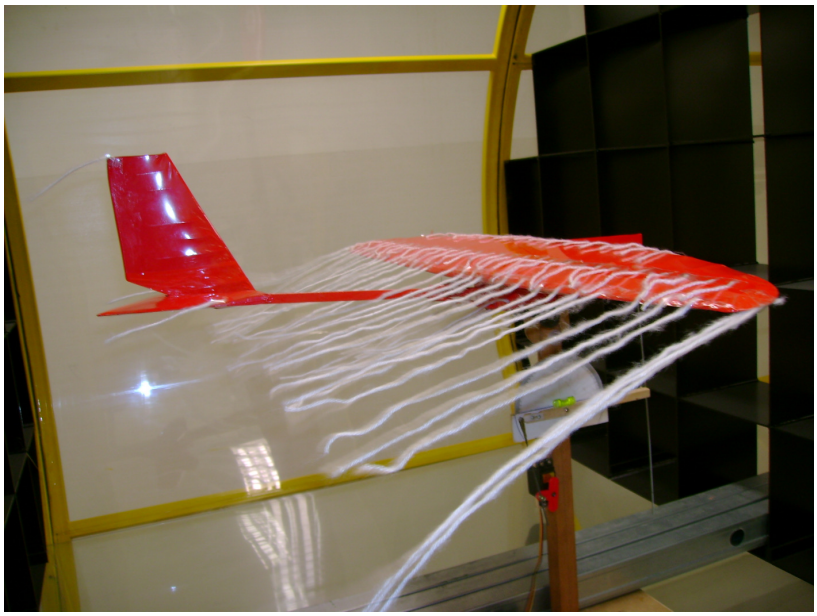


Figura 5.16 – Influência da esteira de vórtices na empenagem em uma condição de vôo reto e nivelado – ensaio qualitativo realizado em túnel de vento com um modelo em escala 1:3 da aeronave real.

Já para uma condição de elevado ângulo de ataque, é possível observar na Figura 5.17 que a esteira turbulenta interfere sobre a empenagem reduzindo a controlabilidade e a estabilidade da aeronave.

Figura 5.17 – Influência da esteira de vórtices na empenagem em uma condição de vôo com elevado ângulo de ataque – ensaio qualitativo realizado em túnel de vento com um modelo em escala 1:3 da aeronave real.

Em função das considerações apresentadas, a contribuição da superfície horizontal da empenagem deve ser calculada de maneira precisa para se garantir o correto balanceamento da aeronave durante o vôo, o cálculo pode ser realizado através da determinação dos momentos gerados ao redor do centro de gravidade da aeronave e um modelo matemático

para esta análise pode ser obtido a partir do diagrama de corpo livre da aeronave mostrado na Figura 5.18.

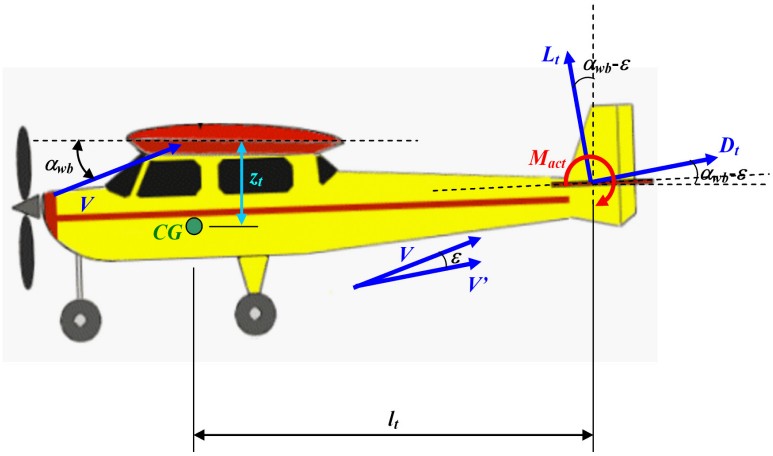


Figura 5.18 – Contribuição da empenagem horizontal na estabilidade longitudinal estática.

Através do estudo detalhado da Figura 5.18, é possível observar que a soma dos momentos da superfície horizontal da empenagem em relação ao CG da aeronave pode ser escrito matematicamente da seguinte forma:

$$M_{CGt} = M_{act} - l_t \cdot \left[L_t \cdot \cos(\alpha_{wb} - \varepsilon) + D_t \cdot sen(\alpha_{wb} - \varepsilon)\right] - z_t \cdot L_t \cdot sen(\alpha_{wb} - \varepsilon) + z_t \cdot D_t \cdot \cos(\alpha_{wb} - \varepsilon) \quad (5.22)$$

Pela análise da Equação (5.22) é possível verificar que o termo $l_t \cdot L_t \cdot \cos(\alpha_{wb} - \varepsilon)$ é o que possui a maior intensidade e, portanto, representa o elemento predominante nesta equação e assim, algumas hipóteses simplificadoras podem ser realizadas para facilitar a solução desta equação. As hipóteses de simplificação são as seguintes:

a) O braço de momento z_t é muito menor que o braço de momento L_t, portanto z_t pode ser considerado praticamente nulo durante a realização do cálculo.

b) A força de arrasto D_t da superfície horizontal da empenagem é muito menor que a força de sustentação L_t, portanto também pode ser considerada nula durante a realização do cálculo.

c) O ângulo $(\alpha_{wb} - \varepsilon)$ geralmente é muito pequeno, portanto são válidas as seguintes aproximações: $sen(\alpha_{wb} - \varepsilon) \approx 0$ e $\cos(\alpha_{wb} - \varepsilon) \approx 1$.

d) O momento ao redor do centro aerodinâmico do perfil da empenagem M_{act} geralmente tem um valor muito pequeno e também pode ser considerado nulo durante a realização do cálculo.

A partir das considerações apresentadas, a Equação (5.22) pode ser reescrita da seguinte forma:

$$M_{CGt} = 0 - l_t \cdot \left[L_t \cdot 1 + D_t \cdot 0\right] - z_t \cdot L_t \cdot 0 + z_t \cdot D_t \cdot 1 \quad (5.22a)$$

$$M_{CGt} = -l_t \cdot L_t + z_t \cdot D_t \quad (5.22b)$$

Como D_t <<< L_t e z_t <<< l_t o primeiro termo do lado direito da Equação (5.22b) é predominante, e assim pode-se escrever que:

$$M_{CGt} = -l_t \cdot L_{t\,t} \tag{5.23}$$

Assim, percebe-se que a contribuição da superfície horizontal da empenagem com relação ao momento de equilíbrio ao redor do CG da aeronave é uma função simplificada dependente apenas do comprimento l_t e da força de sustentação L_t gerada na empenagem horizontal.

Na forma de coeficientes adimensionais, a Equação (5.23) pode ser reescrita em função do coeficiente de momento da superfície horizontal da empenagem ao redor do CG da aeronave e do coeficiente de sustentação C_{Lt} gerado na empenagem.

O coeficiente de sustentação na empenagem horizontal C_{Lt} é obtido a partir da equação geral da força de sustentação do seguinte modo:

$$L_t = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_t \cdot C_{Lt} \tag{5.24}$$

Na forma de coeficiente de sustentação, a Equação (5.24) é reescrita a seguir.

$$C_{Lt} = \frac{L_t}{q_\infty \cdot S_t} \tag{5.25}$$

Nesta equação é importante lembrar que q_∞ representa a pressão dinâmica atuante dada pela relação $q_\infty = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$.

Substituindo a Equação (5.24) na Equação (5.23), tem-se que:

$$M_{CGt} = -l_t \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_t^{\,2} \cdot S_t \cdot C_{Lt} = -l_t \cdot q_{\infty t} \cdot S_t \cdot C_{Lt} \tag{5.26}$$

Adimensionalizando-se o momento ao redor do CG através das condições de escoamento na asa, tem-se que:

$$\frac{M_{CGt}}{q_{\infty w} \cdot S_w \cdot \bar{c}} = \frac{-l_t \cdot q_{\infty t} \cdot S_t \cdot C_{Lt}}{q_{\infty w} \cdot S_w \cdot \bar{c}} \tag{5.27}$$

Que resulta em:

$$C_{MCGt} = \frac{-l_t \cdot S_t}{S_w \cdot \bar{c}} \cdot C_{Lt} \cdot \eta \tag{5.28}$$

Na Equação (5.28) é importante notar a presença da variável η chamada de eficiência de cauda que é oriunda da relação entre a pressão dinâmica da asa e a pressão dinâmica atuante na superfície da empenagem, que como foi comentado no inicio dessa seção

representa o efeito provocado pela condição de interferência da esteira de vórtices da asa sobre a empenagem onde a pressão dinâmica atuante na empenagem é menor que a pressão

dinâmica da asa devido a redução de velocidade no escoamento que atinge a empenagem. Segundo Nelson [5.4], geralmente a eficiência de cauda corresponde a um valor compreendido entre 80% e 95% dependendo da localização da empenagem em relação a asa, portanto:

$$\eta = \frac{q_{\infty t}}{q_{\infty w}} = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_t^{\,2}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_w^{\,2}} \tag{5.29}$$

Também é importante observar que o termo presente no lado direito da Equação (5.28), a relação $-l_t \cdot S_t$ representa um volume característico da dimensão e da posição da cauda e o termo $\bar{c} \cdot S_w$ representa um volume característico da dimensão da asa. A razão entre esses dois volumes representa o conceito de volume de cauda horizontal estudado para o dimensionamento aerodinâmico da empenagem no capítulo 2, portanto:

$$V_H = \frac{-l_t \cdot S_t}{S_w \cdot \bar{c}} \tag{5.30}$$

Desse modo, a Equação (5.28) pode ser reescrita da seguinte forma:

$$C_{MCGt} = -V_H \cdot C_{Lt} \cdot \eta \tag{5.31}$$

Portanto, percebe-se que a contribuição da superfície horizontal da empenagem com relação ao CG da aeronave para se garantir a estabilidade longitudinal estática depende diretamente do volume de cauda adotado e do coeficiente de sustentação gerado no estabilizador horizontal.

Como os critérios de estabilidade são calculados e representados em um gráfico do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque, é conveniente que a Equação (5.31) seja expressa em termos do ângulo de ataque, pois assim se torna mais simples para se realizar uma análise de estabilidade em diferentes ângulos de ataque da aeronave e facilita a obtenção do coeficiente angular da curva permitindo um traçado rápido do gráfico C_{MCGt} x α.

Para se quantificar a Equação (5.31) em função do ângulo de ataque, é essencial o estudo da Figura 5.18, na qual pode-se observar que:

$$\alpha_t = \alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t \tag{5.32}$$

O coeficiente de sustentação do estabilizador horizontal pode ser escrito de acordo com a teoria estudada no capítulo de aerodinâmica da seguinte forma:

$$C_{Lt} = \frac{dC_{Lt}}{d\alpha} \cdot \alpha_t = a_t \cdot \alpha_t \tag{5.33}$$

$$C_{Lt} = a_t \cdot (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_i) \tag{5.33a}$$

Por questões de nomenclatura, o coeficiente angular a_t será representado na simbologia das equações subseqüentes por $C_{L\alpha t}$, portanto:

$$a_t = C_{L\alpha t} \tag{5.34}$$

O ângulo provocado pelo escoamento induzido ε é muito complicado de ser determinado analiticamente e normalmente é determinado em experimentos, segundo Anderson [5.1], uma expressão que permite a determinação de ε pode ser escrita do seguinte modo:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cdot \alpha_w \tag{5.35}$$

O ângulo de ataque induzido ε e seu correspondente ε_0 para uma condição de ângulo de ataque zero pode ser calculado a partir da teoria da asa finita para uma distribuição elíptica de sustentação pela aplicação das Equações (5.36) e (5.37):

$$\varepsilon = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot C_{Lw}}{\pi \cdot AR_w} \tag{5.36}$$

$$\varepsilon_0 = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot C_{L0}}{\pi \cdot AR_w} \tag{5.37}$$

A relação de mudança do ângulo de ataque induzido em função do ângulo de ataque $d\varepsilon/d\alpha$ é determinada a partir da derivada da Equação (5.36), portanto:

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot dC_{Lw}/d\alpha}{\pi \cdot AR_w} = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot C_{L\alpha w}}{\pi \cdot AR_w} \tag{5.38}$$

Assim, substituindo-se as Equações (5.34), (5.35) e (5.38) na Equação (5.33a) tem-se que:

$$C_{Lt} = C_{L\alpha t} \cdot \left[\alpha_w - i_w + i_i - \left(\varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cdot \alpha_w \right) \right] \tag{5.39}$$

$$C_{Lt} = C_{L\alpha t} \cdot \alpha_w - C_{L\alpha t} \cdot i_w + C_{L\alpha t} \cdot i_i - C_{L\alpha t} \cdot \varepsilon_0 - C_{L\alpha t} \cdot \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cdot \alpha_w \tag{5.39a}$$

Que resulta em:

$$C_{Lt} = C_{L\alpha t} \cdot \alpha_w \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - C_{L\alpha t} \cdot \left(i_w - i_i + \varepsilon_0 \right) \tag{5.39b}$$

Substituindo a Equação (5.39b) na equação (5.31) tem-se:

$$C_{MCGt} = -V_H \cdot \eta \cdot \left[C_{L\alpha t} \cdot \alpha_w \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) - C_{L\alpha t} \cdot \left(i_w - i_i + \varepsilon_0 \right) \right] \tag{5.40}$$

Aplicando-se a propriedade distributiva, a Equação (5.40) pode ser reescrita do seguinte modo:

$$C_{MCGt} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \alpha_w \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) + V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(i_w - i_i + \varepsilon_0 \right) \tag{5.40a}$$

A Equação (5.40a) pode ser expressa em termos de uma equação linear que permite a determinação do coeficiente de momento ao redor do CG da aeronave em função do ângulo de ataque do seguinte modo:

$$C_{MCGt} = C_{M0t} + C_{M\alpha t} \cdot \alpha \tag{5.41}$$

Comparando-se a Equação (5.40a) com a Equação (5.41), é possível observar que:

$$C_{M0t} = V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(i_w - i_i + \varepsilon_0 \right) \tag{5.42}$$

e

$$C_{M\alpha t} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) \tag{5.43}$$

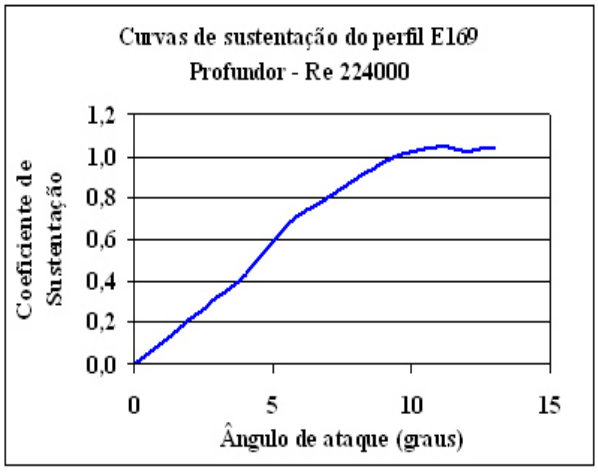
A adição da empenagem na aeronave contribui significativamente para a obtenção de um coeficiente de momento C_{M0} resultante da aeronave positivo, esta condição pode ser obtida através do ajuste do ângulo de incidência do estabilizador horizontal i_t. Para o caso de uma asa que possui arqueamento positivo em seu perfil aerodinâmico, a contribuição do C_{M0} é negativa como foi apresentado no Exemplo 5.2, e, assim, é muito importante observar que quando o estabilizador é montado com um ângulo negativo em relação a linha de referência da fuselagem, este contribui de maneira positiva para a obtenção de um C_{M0} positivo para a aeronave e um $C_{M\alpha}$ negativo o que garante a estabilidade longitudinal estática.

Dessa forma, percebe-se que a contribuição do estabilizador horizontal para se obter uma condição de estabilidade longitudinal estática pode ser controlada pela correta seleção do volume de cauda V_H e do coeficiente angular $C_{L\alpha t}$. O coeficiente angular da curva de momento será cada vez mais negativo se forem aumentados os valores do braço de momento l_t, da área do estabilizador horizontal S_t e do coeficiente angular $C_{L\alpha t}$ da curva C_L x α do estabilizador horizontal, portanto, o projetista pode ajustar qualquer um desses fatores como forma de se atingir a condição de estabilidade desejada.

Exemplo 5.3 – Contribuição da superfície horizontal da empenagem na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

Para a aeronave do Exemplo 5.2, considere a adição do estabilizador horizontal, determine a equação de contribuição para estabilidade longitudinal estática e trace o gráfico mostrando a influência que o estabilizador horizontal possui em relação a sua contribuição na curva do coeficiente de momento ao redor do CG da aeronave em função do ângulo de ataque.

Considere: S_w = 0,92m², S_t = 0,169m², i_w = 5º, i_t = 0º, η = 0,95, V_H = 0,45, C_{L0} = 0,62, $C_{L\alpha w}$ = 0,0631 (Exemplo 5.2) AR_w = 6,7, A_{Rt} = 3,15 e a curva do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque do perfil Eppler 169 utilizado no estabilizador horizontal representada na figura a seguir.



Solução:

O coeficiente angular da curva c_l x α do perfil Eppler 169 utilizado no estabilizador horizontal é dado por:

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{c_{l2} - c_{l1}}{\alpha_2 - \alpha_1}$$

$$a_0 = \frac{dc_l}{d\alpha} = \frac{0,6 - 0,2}{5° - 2°}$$

$$a_0 = 0,133 \,/\text{grau}$$

Corrigindo para as dimensões finitas do estabilizador tem-se que:

$$a = \frac{a_0}{1 + (57,3 \cdot a_0 / \pi \cdot e \cdot AR)}$$

$$a = \frac{0,133}{1 + (57,3 \cdot 0,133 / \pi \cdot 1 \cdot 3,15)}$$

$$a = 0,0751 \,\text{grau}^{-1}$$

$a = C_{L\alpha t} = 0{,}0751 \text{ grau}^{-1}$

A equação para a estabilidade longitudinal estática devido a contribuição do estabilizador horizontal pode ser determinada a partir do cálculo das Equações (5.42) e (5.43) que definem os valores de C_{M0t} e $C_{M\alpha t}$.

Com a aplicação da Equação (5.42) tem-se que:

$$C_{M0t} = V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot (i_w - i_i + \varepsilon_0)$$

O valor de ε0 é calculado pela Equação (5.37) da seguinte forma:

$$\varepsilon_0 = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot C_{L0}}{\pi \cdot AR_w}$$

$$\varepsilon_0 = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot 0{,}62}{\pi \cdot 6{,}70}$$

$$\varepsilon_0 = 3{,}37º$$

Portanto:

$$C_{M0t} = 0{,}45 \cdot 0{,}95 \cdot 0{,}0751 \cdot (5º - 0º + 3{,}37º)$$

$$C_{M0t} = 0{,}268$$

Com a aplicação da Equação (5.43) tem-se que:

$$C_{M\alpha t} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

com o valor de $d\varepsilon/d\alpha$ determinado pela aplicação da Equação (5.38)

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot dC_{Lw}/d\alpha}{\pi \cdot AR_w} = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot C_{L\alpha w}}{\pi \cdot AR_w}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = \frac{57{,}3 \cdot 2 \cdot 0{,}0631}{\pi \cdot 6{,}70}$$

$$\frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 0{,}343$$

Portanto:

$$C_{M\alpha t} = -0{,}45 \cdot 0{,}95 \cdot 0{,}0751 \cdot (1 - 0{,}343)$$

$$C_{M\alpha t} = -0{,}0211$$

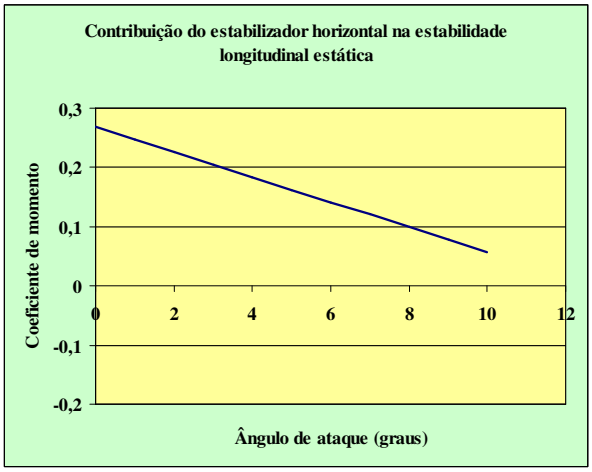
Assim, a equação de estabilidade longitudinal estática do estabilizador horizontal pode ser escrita da seguinte forma:

$$C_{MCGt} = C_{M0t} + C_{M\alpha t} \cdot \alpha$$

$$C_{MCGt} = 0{,}268 - 0{,}0211 \cdot \alpha$$

A tabela de pontos e o gráfico resultante da análise são mostrados a seguir:

α (graus)	C_{mCGw}
0	0,268
1	0,2469
2	0,2258
3	0,2047
4	0,1836
5	0,1625
6	0,1414
7	0,1203
8	0,0992
9	0,0781
10	0,057



Através da análise realizada é possível verificar que o estabilizador horizontal possui contribuição positiva para se garantir a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave,

pois nos resultados obtidos tem-se $C_{M0t} = 0{,}268$ e $C_{M\alpha t} = -0{,}0211$, ou seja, os dois critérios necessários são atingidos.

5.5.3 – Contribuição da fuselagem na estabilidade longitudinal estática

Até o presente foram apresentadas as contribuições isoladas da asa e da empenagem nos critérios necessários para a obtenção da estabilidade lobgitudinal estática de uma aeronave, porém, além desses dois componentes, a fuselagem também possui sua influência na estabilidade de um avião.

A função principal da fuselagem em uma aeronave que participa da competição AeroDesign é possuir as mínimas dimensões exigidas pelo regulamento da competição com a capacidade de armazenar a carga útil e os componentes eletrônicos embarcados na aeronave.

É muito importante que se projete uma fuselagem para uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign com as menores dimensões possíveis, pois desse modo é possível se reduzir o arrasto parasita do avião e também o peso estrutural. A partir da teoria aerodinâmica, o melhor modelo para uma fuselagem é aquele no qual o comprimento é maior que a largura ou altura.

Munk, realizou estudos considerando um escoamento de fluido ideal e a partir da equação da quantidade de movimento e considerações de energia verificou que a variação do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque para corpos compridos com seção transversal circular (modelos de fuselagem empregados na indústria aeronáutica) é proporcional ao volume do corpo e à pressão dinâmica atuante.

Um estudo mais avançado foi realizado por Multhopp, no qual o referido autor estendeu a análise realizada por Munk e avaliou a influência do escoamento induzido ao longo da fuselagem na presença da asa com diversos modelos de seção transversal. Um

resumo das equações utilizadas e dos resultados obtidos por Multhopp são apresentados a seguir para a determinação dos valores de C_{M0f} e $C_{M\alpha f}$.

Para a determinação do coeficiente de momento da fuselagem na condição de ângulo de ataque nulo pode-se utilizar a Equação (5.44) apresentada a seguir.

$$C_{M0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \int_0^{l_f} {w_f}^2 \cdot (\alpha_{0w} + i_f) dx \tag{5.44}$$

A qual pode ser aproximada pela somatória apresentada a seguir.

$$C_{M0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} {w_f}^2 \cdot (\alpha_{0w} + i_f) \cdot \Delta x \tag{5.45}$$

Na Equação (5.45), a relação ($k_2 - k_1$) representa fatores de correção que estão relacionados com a forma da fuselagem e dependem da razão entre o comprimento l_f e a máxima largura $d_{máx}$ da fuselagem, S_w é a área da asa, $\bar{c}$ a corda média aerodinâmica da asa,

w_f a largura média da fuselagem em cada seção analisada, α_{0w} representa o ângulo para sustentação nula da asa em relação à linha de referência da fuselagem, i_f é o ângulo de incidência da fuselagem em relação à uma linha de referência no centro de cada seção avaliada e Δx é o incremento de comprimento que define cada seção avaliada ao longo da fuselagem.

Os valores para a relação ($k_2 - k_1$) são mostrados na Figura 5.19 apresentada na obra de Nelson [5.4].

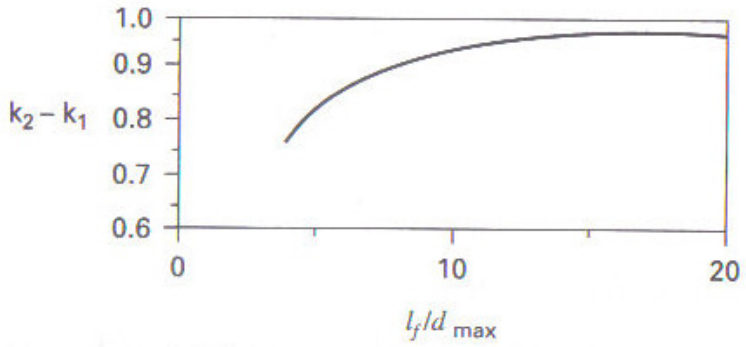


Figura 5.19 – Determinação da relação ($k_2 - k_1$) em função da relação $l_f / d_{máx}$.

Para a determinação do coeficiente angular da curva de momentos ao redor do CG em função do ângulo de ataque da fuselagem $C_{M\alpha f}$, o método utilizado por Multhopp sugere que:

$$C_{M\alpha f} = \frac{1}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \int_0^{l_f} w_f{}^2 \cdot \left(\frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \right) dx \tag{5.46}$$

A qual pode ser aproximada pela seguinte somatória.

$$C_{M\alpha f} = \frac{1}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} w_f{}^2 \cdot \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \cdot \Delta x \tag{5.47}$$

A relação $\partial \varepsilon_u / \partial \alpha$ presente na Equação (5.47) representa a variação do ângulo do escoamento local em função do ângulo de ataque, essa relação varia ao longo da fuselagem e segundo Nelson [5.4], pode ser estimada de acordo com as curvas apresentadas na Figura 5.20.

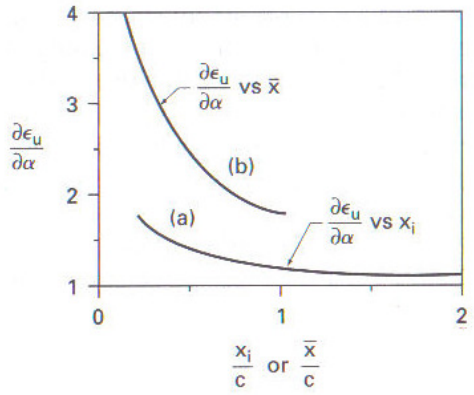


Figura 5.20 – Determinação da relação $\partial \varepsilon_u / \partial \alpha$.

A aplicação das Equações (5.45) e (5.47) são mais simples de serem compreendidas a partir da análise da Figura 5.21 que mostra como a fuselagem de uma aeronave pode ser dividida em vários segmentos para a avaliação de sua contribuição na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

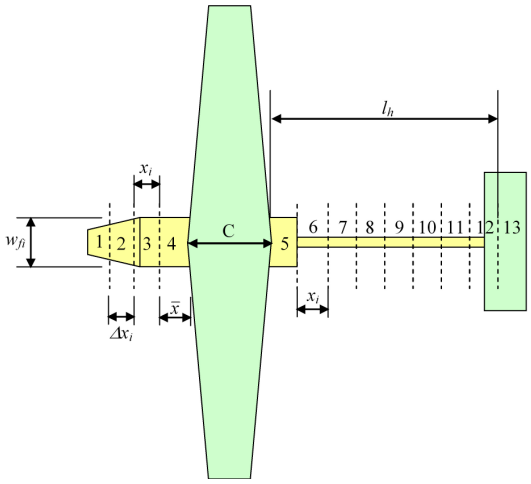


Figura 5.21 – Representação dos segmentos da fuselagem para a determinação de C_{M0f} e $C_{M\alpha f}$.

Na análise da Figura 5.21, para os segmentos de 1 até 3 que antecedem a asa, a relação $\partial\varepsilon_u/\partial\alpha$ é estimada pela Figura 5.20a, para o segmento 4 a relação $\partial\varepsilon_u/\partial\alpha$ é estimada pela Figura 5.20b, para a região localizada entre o bordo de ataque e o bordo de fuga da asa assume-se que não existe influência do escoamento gerado pela asa e portanto $\partial\varepsilon_u/\partial\alpha = 0$ e para os segmentos de 5 até 13 a relação $\partial\varepsilon_u/\partial\alpha$ é estimada pela Equação (5.48) apresentada a seguir.

$$\frac{\partial\varepsilon_u}{\partial\alpha} = \frac{x_i}{l_h}\cdot\left(1-\frac{\partial\varepsilon}{\partial\alpha}\right) \tag{5.48}$$

Como forma de compreender a aplicação das equações propostas nesta seção e determinar os coeficientes C_{M0f} e $C_{M\alpha f}$, a seguir é apresentado um exemplo de cálculo para uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign.

5.5.4 – Estabilidade longitudinal estática da aeronave completa

Nas seções anteriores, estudou-se a contribuição de cada elemento da aeronave isoladamente (asa, estabilizador horizontal e fuselagem), porém para se avaliar os critérios de estabilidade longitudinal estática deve-se realizar uma análise da aeronave como um todo.

Como forma de se determinar os critérios que garantem a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, é importante que o estudante tenha em mente a equação fundamental do momento de arfagem ao redor do CG da aeronave reescrita a seguir.

$$C_{MCGa} = C_{M0a} + C_{M\alpha a}\cdot\alpha_a \tag{5.49}$$

O subscrito *a* utilizado na Equação (5.49) representa uma análise realizada para a aeronave completa, neste ponto entende-se por aeronave completa a junção da asa e da empenagem na fuselagem, e, dessa forma, o cálculo da contribuição total para a estabilidade longitudinal estática pode ser realizado a partir da soma das contribuições de cada elemento isoladamente, assim, a Equação (5.49) pode ser desmembrada e o cálculo de C_{M0a} e $C_{M\alpha a}$ podem ser determinados da seguinte forma:

$$C_{M0a} = C_{M0w} + C_{M0f} + C_{M0t} \tag{5.50}$$

e

$$C_{M\alpha a} = C_{M\alpha w} + C_{M\alpha f} + C_{M\alpha t} \tag{5.51}$$

Desse modo, uma vez conhecidos os valores de C_{M0} e $C_{M\alpha}$ para cada um dos componentes isolados da aeronave cujas equações estão apresentadas nas seções 5.5.1, 5.5.2 e 5.5.3 do presente capítulo, torna-se imediato o cálculo e a determinação da curva do coeficiente de momento ao redor do *CG* da aeronave em função do ângulo de ataque para a aeronave completa.

O resumo das equações que permitem a determinação da contribuição de cada um dos componentes de uma aeronave para a determinação dos critérios de estabilidade longitudinal estática está apresentado a seguir:

a) Asa

$$C_{M0w} = C_{Macw} + C_{L0w} \cdot \left(\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}\right) \tag{5.52}$$

e

$$C_{M\alpha w} = C_{L\alpha w} \cdot \left(\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}\right) \tag{5.53}$$

Nas Equações (5.52) e (5.53) é importante citar que as variáveis $\bar{h}_{CG}$ e $\bar{h}_{ac}$ foram utilizadas para simplificar a notação usada nas Equações (5.20) e (5.21), portanto, considere que:

$$\bar{h}_{CG} = \frac{h_{CG}}{\bar{c}} \tag{5.54}$$

e

$$\bar{h}_{ac} = \frac{h_{ac}}{\bar{c}} \tag{5.55}$$

b) Estabilizador horizontal

$$C_{M0t} = V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(i_w - i_t + \varepsilon_0\right) \tag{5.56}$$

e

$$C_{M\alpha t} = -V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{5.57}$$

c) Fuselagem

$$C_{M0f} = \frac{(k_2 - k_1)}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} {w_f}^2 \cdot (\alpha_{0w} + i_f) \cdot \Delta x \tag{5.58}$$

e

$$C_{M\alpha f} = \frac{1}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} {w_f}^2 \cdot \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \cdot \Delta x \tag{5.59}$$

A partir da aplicação da Equação (5.49), é possível construir o gráfico que mostra a variação do coeficiente de momento para a aeronave completa em função do ângulo de

ataque, um modelo deste gráfico está apresentado na Figura 5.22 e é similar ao gráfico da Figura 5.13.

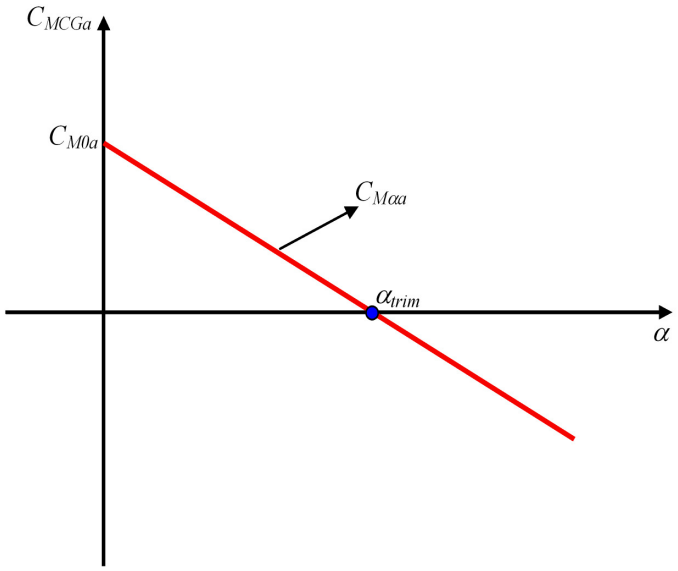


Figura 5.22 – Análise da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave completa.

A análise da Figura 5.22 permite comentar que o ângulo de ataque necessário para a trimagem da aeronave α_{trim}, representa o ângulo necessário para se manter a aeronave em condições de equilíbrio estático $\left(\sum M_{CG} = 0\right)$ quando livre de qualquer perturbação, quer seja externa ou então por movimentação de comando.

A determinação do ângulo de trimagem está diretamente envolvida com o controle da aeronave e por ser algo de extrema importância para o vôo estável de uma aeronave esse conceito será discutido em maiores detalhes na seção destinada ao controle longitudinal da aeronave.

A partir dos conceitos apresentados, as equações completas para o cálculo de C_{M0a} e $C_{M\alpha a}$ podem ser escritas do seguinte modo:

$$C_{M0a} = C_{Macw} + C_{L0w} \cdot \left(\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}\right) + V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(i_w - i_t + \varepsilon_0\right) + \frac{\left(k_2 - k_1\right)}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} {w_f}^2 \cdot \left(\alpha_{0w} + i_f\right) \cdot \Delta x \tag{5.60}$$

e

$$C_{M\alpha a} = C_{L\alpha w} \cdot \left(\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}\right) - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) + \frac{1}{36{,}5 \cdot S_w \cdot \bar{c}} \cdot \sum_{x=0}^{x=l_f} {w_f}^2 \cdot \frac{\partial \varepsilon_u}{\partial \alpha} \cdot \Delta x \tag{5.61}$$

A seguir é apresentado um exemplo de cálculo para o traçado da curva do coeficiente de momento ao redor do *CG* da aeronave em função do ângulo de ataque além da determinação do ângulo de trimagem da aeronave.

5.5.5 – Ponto neutro e margem estática

Ponto neutro: O ponto neutro de uma aeronave pode ser definido como a localização mais posterior do *CG* com a qual a superfície horizontal da empenagem ainda consegue exercer controle sobre a aeronave e garantir a estabilidade longitudinal estática, ou seja, representa a condição para a qual a aeronave possui estabilidade longitudinal estática neutra.

Com o *CG* da aeronave localizado no ponto neutro, o coeficiente angular da curva C_{MCG} x α é igual a zero, ou seja, $C_{M\alpha}$=0, e como visto nos critérios de estabilidade, uma aeronave somente possui estabilidade longitudinal estática quando $C_{M\alpha}$<0, portanto, o ponto neutro define a condição mais critica para a garantia da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

O conceito do ponto neutro pode ser utilizado como um processo alternativo para se verificar a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, pois de acordo com a posição do *CG* em relação à posição do ponto neutro, o coeficiente angular da curva C_{MCG} x α pode ser negativo, nulo ou positivo como pode ser observado na Figura 5.23.

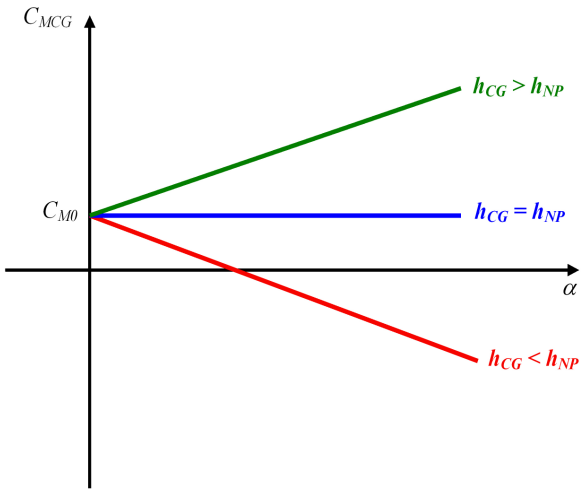


Figura 5.23 – Representação do coeficiente angular para o ponto neutro.

Tanto a medida da posição do CG ($\bar{h}_{CG}$) quanto do ponto neutro ($\bar{h}_{PN}$) são referenciadas como porcentagem da corda média aerodinâmica e medidas a partir do bordo de ataque da asa, dessa forma, a condição de coeficiente angular negativo para a curva C_{MCG} x α somente será obtido quando $\bar{h}_{CG} < \bar{h}_{PN}$, ou seja, uma aeronave possuirá estabilidade longitudinal estática enquanto o centro de gravidade estiver localizado antes da posição do ponto neutro. As notações $\bar{h}_{CG}$ e $\bar{h}_{PN}$ são utilizadas para indicar a posição em relação à corda média aerodinâmica, assim, considere a partir desse ponto da análise que:

$$\bar{h}_{CG} = \frac{h_{CG}}{\bar{c}} \tag{5.62}$$

e

$$\bar{h}_{PN} = \frac{h_{PN}}{\bar{c}} \tag{5.63}$$

A Figura 5.24 mostra as posições do *CG* e do ponto neutro de uma aeronave necessárias para se garantir a estabilidade longitudinal estática.

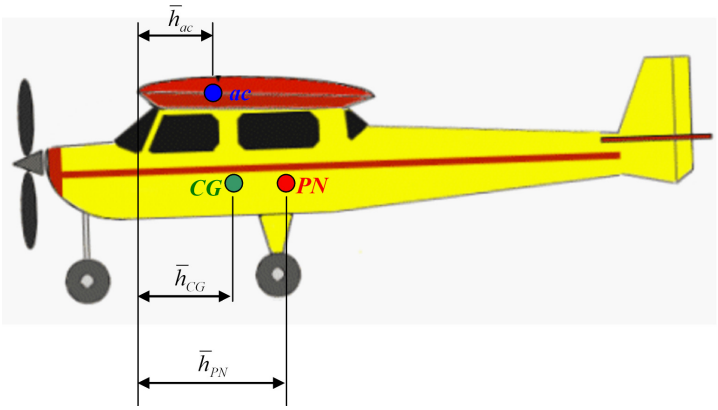


Figura 5.24 – Localização do CG e do ponto neutro de uma aeronave.

Matematicamente a posição do ponto neutro pode ser obtida fazendo-se $C_{M\alpha a} = 0$ na Equação (5.61), e assim, tem-se que:

$$0 = C_{Law} \cdot \left(\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}\right) + C_{M\alpha f} - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{5.64}$$

Nesta equação é possível observar que a posição do ponto neutro depende da posição do centro de gravidade e das características aerodinâmicas da aeronave, dessa forma, considerando que o centro de gravidade está exatamente sobre o ponto neutro $\bar{h}_{CG} = \bar{h}_{PN}$, a Equação (5.64) pode ser solucionada de acordo com a dedução apresentada a seguir.

$$0 = \bar{h}_{CG} \cdot C_{Law} - \bar{h}_{ac} \cdot C_{Law} + C_{M\alpha f} - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{5.64a}$$

Como $\bar{h}_{CG} = \bar{h}_{PN}$, tem-se que:

$$-\bar{h}_{PN} \cdot C_{Law} = -\bar{h}_{ac} \cdot C_{Law} + C_{M\alpha f} - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{5.64b}$$

$$\bar{h}_{PN} = \frac{-\bar{h}_{ac} \cdot C_{Law}}{-C_{Law}} + \frac{C_{M\alpha f}}{-C_{Law}} - \frac{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t}}{-C_{Law}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{5.64c}$$

Que resulta em:

$$\bar{h}_{PN} = \bar{h}_{ac} - \frac{C_{M\alpha f}}{C_{Law}} + \frac{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t}}{C_{Law}} \cdot \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \tag{5.64d}$$

Na equação (5.64d) é importante citar que não se realizou nenhum processo de correção no volume de cauda horizontal V_H devido a movimentação do *CG*. Esta movimentação provoca uma mudança imediata no comprimento de cauda l_h, porém como esta

diferença geralmente é muito pequena, o seu efeito pode ser desprezado no cálculo fornecendo ainda assim resultados confiáveis.

A localização do ponto neutro obtida com a solução da Equação (5.64d) é chamada de ponto neutro de manche fixo, essa nomenclatura é utilizada para aeronaves que possuem superfícies de comando que podem ser fixadas em qualquer ângulo de deflexão desejado, ou seja, quando o piloto realiza uma movimentação nos comandos da aeronave, a superfície de controle acionada se desloca para a posição desejada e lá permanece até que um novo comando seja aplicado.

Ainda em relação à Equação (5.58d), o resultado obtido será um valor que referencia a porcentagem da corda média aerodinâmica e é medido como citado anteriormente a partir do bordo de ataque da asa além de representar a posição mais traseira do *CG* para o qual ainda é possível se garantir a estabilidade longitudinal estática, portanto, torna-se claro e intuitivo observar que enquanto o *CG* da aeronave estiver localizado antes do ponto neutro a aeronave será longitudinalmente estaticamente estável e portanto $C_{M\alpha a} < 0$, quando o *CG* coincidir com o ponto neutro a aeronave possuirá estabilidade longitudinal estática neutra e portanto $C_{M\alpha a} = 0$ e quando o *CG* estiver localizado após o ponto neutro a aeronave possuirá instabilidade longitudinal estática e portanto $C_{M\alpha a} > 0$.

De acordo com a análise da Figura 5.23, é possível observar que quando o *CG* coincidir com o ponto neutro, o coeficiente de momento C_{MCG} em função do ângulo de ataque α é constante, pois $C_{M\alpha a} = 0$, e, dessa forma, fazendo-se uma analogia com o centro aerodinâmico de uma asa, que representa o ponto sobre o perfil no qual o momento é constante e independe do ângulo de ataque, o ponto neutro pode ser considerado como o centro aerodinâmico do avião completo.

As aeronaves são projetadas para uma posição fixa do *CG*, quando o mesmo é deslocado para trás da posição de projeto, o coeficiente angular $C_{M\alpha a}$ torna-se cada vez mais positivo e a aeronave torna-se menos estável, na posição específica em que $C_{M\alpha a} = 0$ significa dizer que o *CG* da aeronave atingiu o ponto neutro e portanto tem-se uma condição de estabilidade longitudinal estática neutra.

Margem estática: representa um elemento importante para se definir o grau de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, a margem estática *ME* representa a distância entre o ponto neutro e o *CG* da aeronave e pode ser determinada analiticamente a partir da aplicação da Equação (5.65).

$$ME = \bar{h}_{PN} - \bar{h}_{CG} \tag{5.65}$$

A Figura 5.25 mostra a relação de margem estática de uma aeronave.

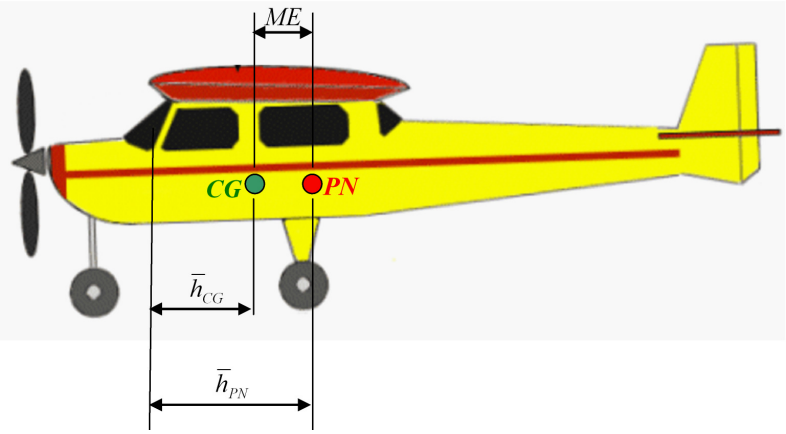


Figura 5.25 – Representação da margem estática de uma aeronave.

Pela análise da figura é possível observar que a margem estática representa uma medida direta da estabilidade longitudinal estática de uma aeronave e como forma de se atender os critérios $C_{M0a} > 0$ e $C_{M\alpha a} < 0$, a margem estática dever ser sempre positiva, indicando que o *CG* está posicionado antes do ponto neutro.

Para aeronaves que participam da competição AeroDesign uma margem estática compreendida entre 10% e 20% traz bons resultados quanto à estabilidade e manobrabilidade da aeronave.

Como a margem estática indica a característica de estabilidade longitudinal estática de uma aeronave, pode-se concluir que quanto menor for o seu valor menor será a distância entre o *CG* e o ponto neutro e consequentemente menor será a estabilidade estática da aeronave.

A Figura 5.26 mostra a influência da posição do *CG* e por conseqüência da margem estática com relação ao ponto neutro e aos critérios necessários para a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

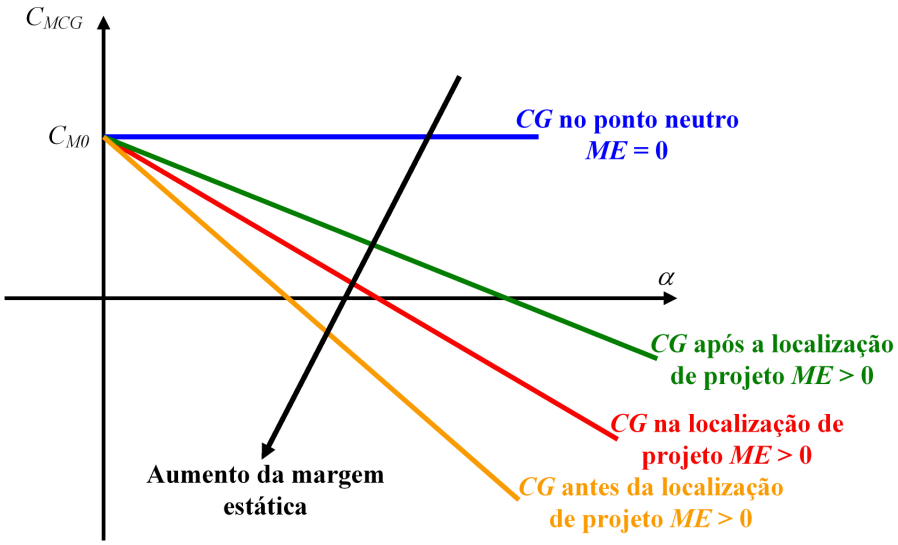


Figura 5.26 – Influência do *CG* e da margem estática na estabilidade longitudinal estática de uma aeronave.

Pela análise da Figura 5.26 é possível observar que o aumento da margem estática proporciona um coeficiente angular $C_{M\alpha a}$ cada vez mais negativo contribuindo para o aumento da estabilidade estática, pois neste ponto é muito importante comentar que o deslocamento excessivo do *CG* para frente pode trazer complicações de controlabilidade e manobrabilidade da aeronave como será discutido na próxima seção do presente capítulo.

Para exemplificar os conceitos de ponto neutro e margem estática, é apresentado a seguir um exemplo de cálculo para a determinação dessas duas quantidades para uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign.

5.5.6 – Conceitos fundamentais sobre o controle longitudinal

O controle de uma aeronave pode ser realizado mediante a deflexão das superfícies sustentadoras da mesma, a deflexão de qualquer uma das superfícies de controle cria um incremento na força de sustentação que produz ao redor do *CG* da aeronave um momento que modifica a atitude de vôo.

O controle longitudinal ou controle de arfagem é obtido pela mudança da força de sustentação originada no estabilizador horizontal da aeronave, para os aviões que participam da competição AeroDesign, a superfície horizontal da empenagem pode ser completamente móvel ou parcialmente móvel como mostram os modelos apresentadas na Figura 5.27.

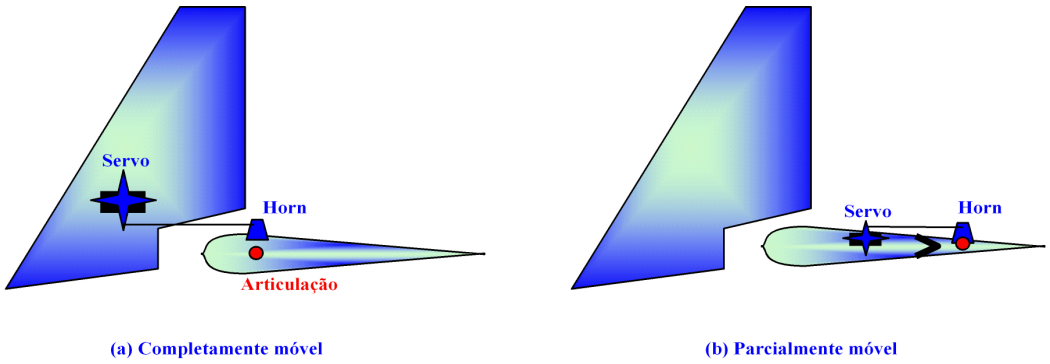


Figura 5.27 – Modelos de superfícies horizontais da empenagem em aviões que participam da competição AeroDesign.

Tanto em um caso como em outro, a mudança do ângulo de ataque do profundor ou então a deflexão da superfície móvel do estabilizador horizontal provoca um momento ao redor do *CG* da aeronave devido ao aumento da força de sustentação na superfície horizontal da empenagem. Os principais fatores que afetam diretamente a qualidade do controle longitudinal estático de uma aeronave são: a eficiência de controle, os momentos de articulação e o balanceamento aerodinâmico e de massa da aeronave.

A eficiência de controle representa a medida de quão eficiente é a deflexão do controle para se obter o momento necessário para se balancear a aeronave, os momentos de articulação definem a intensidade da força necessária para a aplicação do comando, ou seja, em uma aeronave que participa do AeroDesign representam um fator de extrema importância para a correta seleção dos servo-comandos que serão utilizados, pois permitem definir a força tangencial que movimentará a superfície de controle, o balanceamento aerodinâmico e de massa da aeronave permite definir uma faixa de valores aceitáveis para não se exigir demasiadamente de forças para a deflexão dos comandos.

Como ponto inicial para a avaliação das condições necessárias para se garantir o controle longitudinal estático de uma aeronave em uma condição de vôo reto e nivelado considere a aeronave trimada em um determinado ângulo de ataque $\alpha = \alpha_{trim}$ como mostra a Figura 5.28.

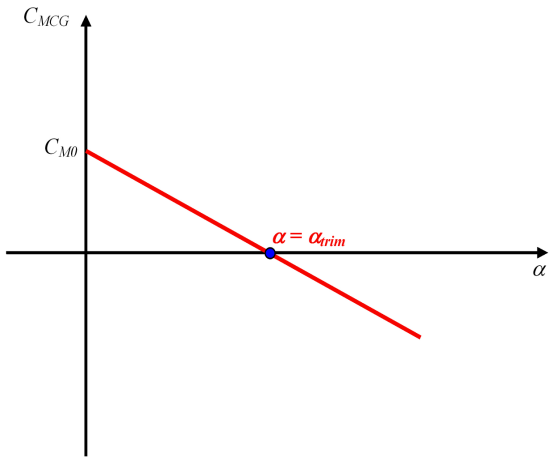


Figura 5.28 – Ângulo de trimagem de uma aeronave.

Pela análise da Figura 5.28, é intuitivo observar que o ângulo de ataque para trimagem $\alpha = \alpha_{trim}$ mostrado corresponde a um determinado coeficiente de sustentação C_{Ltrim} definido para a condição de vôo do instante mostrado, ou seja, a aeronave está voando com uma determinada velocidade em um ângulo de ataque fixo $\alpha = \alpha_{trim}$, e, pela equação fundamental da força de sustentação pode-se escrever que:

$$W = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_{trim}^{\ 2} \cdot S_w \cdot C_{Ltrim} \tag{5.66}$$

Resolvendo a Equação (5.66) para v_{trim}, tem-se que:

$$v_{trim} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Ltrim}}} \tag{5.67}$$

Assim, pela solução da Equação (5.67) é possível determinar a velocidade na qual a aeronave se encontra trimada (balanceada ao redor do *CG*) em um determinado ângulo de ataque.

Porém, como comentado, o ângulo de trimagem mostrado na Figura 5.27 define uma condição de balanceamento apenas para um determinado C_{Ltrim} e uma determinada velocidade de trimagem v_{trim}, caso o piloto deseje reduzir ou aumentar a velocidade da aeronave um novo ângulo de trimagem será obtido, pois no caso de uma redução na velocidade de vôo será necessário o aumento do ângulo de ataque para se manter o vôo reto e nivelado da aeronave e, portanto, consequentemente um desbalanceamento será criado ao redor do *CG* necessitando uma deflexão da superfície de comando como forma de se criar um incremento na força de

sustentação que fará com que a aeronave se torne balanceada novamente, garantindo o controle longitudinal da mesma.

Do mesmo modo, um aumento da velocidade provoca uma redução do ângulo de ataque e novamente um desbalanceamento será criado ao redor do *CG* fazendo com que a aeronave saia de sua condição de equilíbrio, portanto, em ambos os casos, se não houver uma deflexão da superfície de comando o avião não poderá ser trimado em qualquer outro ângulo diferente de α_{trim} nem em qualquer outra velocidade diferente de $v_{trim.}$

Em uma situação de vôo é obvio que isto representa uma condição indesejável, pois uma aeronave deve ser capaz de voar balanceada em qualquer condição que se deseje, quer seja para baixas ou para altas velocidades, portanto, em função das considerações apresentadas, para que uma aeronave possa ser trimada em diferentes condições de vôo é necessário que ocorra uma deflexão da superfície de comando criando um incremento na força de sustentação capaz de gerar o momento de equilíbrio ao redor do *CG* para balancear a aeronave em um novo ângulo de ataque.

Como em aeronaves que participam da competição AeroDesign o *CG* é um ponto fixo resultante do projeto desenvolvido e a margem estática é fechada em um determinado valor, a única forma de se criar um momento de controle ao redor do *CG* e balancear a aeronave em um novo ângulo de ataque é obter o incremento na força de sustentação a partir da variação de C_{M0a}, mantendo o coeficiente angular $C_{M\alpha a}$ da curva C_{MCG} x α constante pois como mostrado na Figura 5.28, a mudança de inclinação do coeficiente angular $C_{M\alpha a}$ somente é possível com deslocamento do *CG* para uma posição diferente da posição original de projeto, o que proporciona uma mudança na margem estática afetando diretamente os critérios de estabilidade da aeronave.

Para se compreender o mecanismo de variação de C_{M0a} a seguir é apresentado o equacionamento utilizado para se determinar o incremento da força de sustentação, tanto para o profundor totalmente móvel como para a condição de superfície composta por estabilizador e profundor articulado a formulação e o princípio de controle são os mesmos, assim, para modelar matematicamente a situação exposta, considere o profundor totalmente articulado em uma determinada posição inicial como mostra a Figura 5.29.

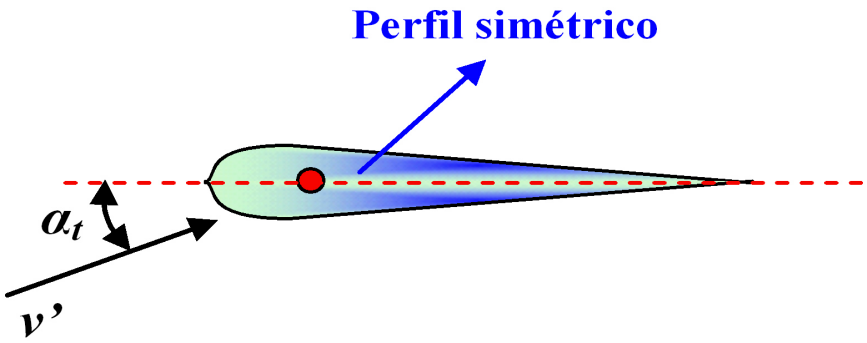


Figura 5.29 – Profundor totalmente móvel.

Na Figura 5.29 é possível identificar o ângulo de ataque absoluto do profundor α_t definido anteriormente pela Equação (5.32) reescrita a seguir.

$$\alpha_t = (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t) \tag{5.68}$$

Como o perfil aerodinâmico geralmente utilizado para o profundor é simétrico tem-se que para $\alpha_t = 0º$, $C_{Lt} = 0$, e, portanto, a curva característica do coeficiente de sustentação em

função do ângulo de ataque absoluto do profundor pode ser representada pelo modelo mostrado na Figura 5.30.

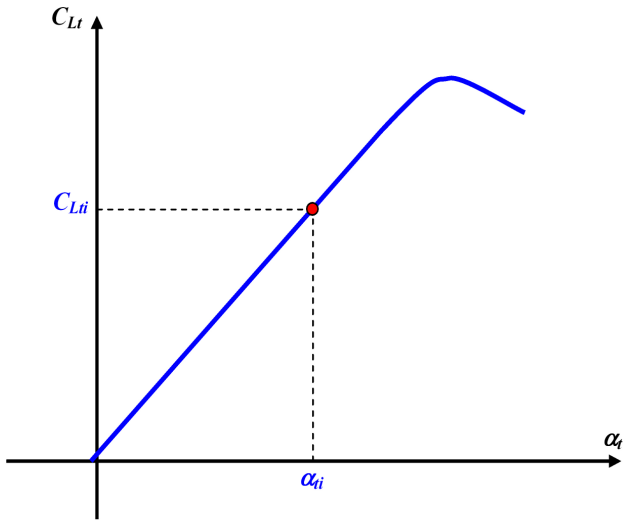


Figura 5.30 – Curva característica C_L x α para um perfil simétrico.

O subscrito *i* é utilizado para indicar a posição inicial do profundor, e assim, nesta condição o ângulo α_{ti} proporciona a obtenção de um determinado coeficiente de sustentação C_{Lti}.

Caso se deseje alterar a condição de trimagem da aeronave para um novo ângulo de ataque em uma nova velocidade de vôo, será necessário a deflexão do profundor em uma quantidade angular δ como pode-se observar na Figura 5.31.

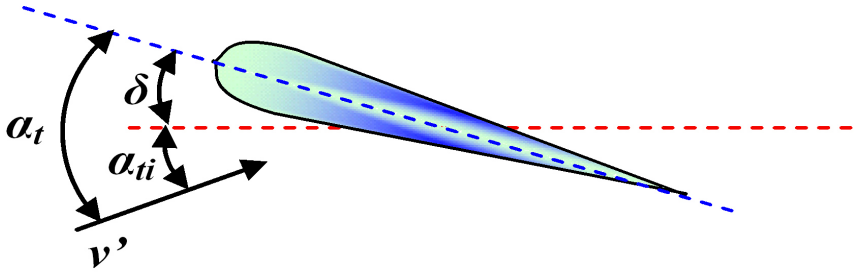


Figura 5.31 – Deflexão do profundor.

Para esta nova situação, o ângulo de ataque absoluto do profundor passa a ser dado por $\alpha_{ti} + \delta$, e, portanto:

$$\alpha_t = (\alpha_w - i_w - \varepsilon + i_t + \delta) \tag{5.69}$$

Na Equação (5.69) é possível perceber que a deflexão δ do profundor provoca o aumento de α_t e consequentemente um incremento no coeficiente de sustentação C_{Lt} é criado e assim a Figura 5.30 pode ser reapresentada do seguinte modo:

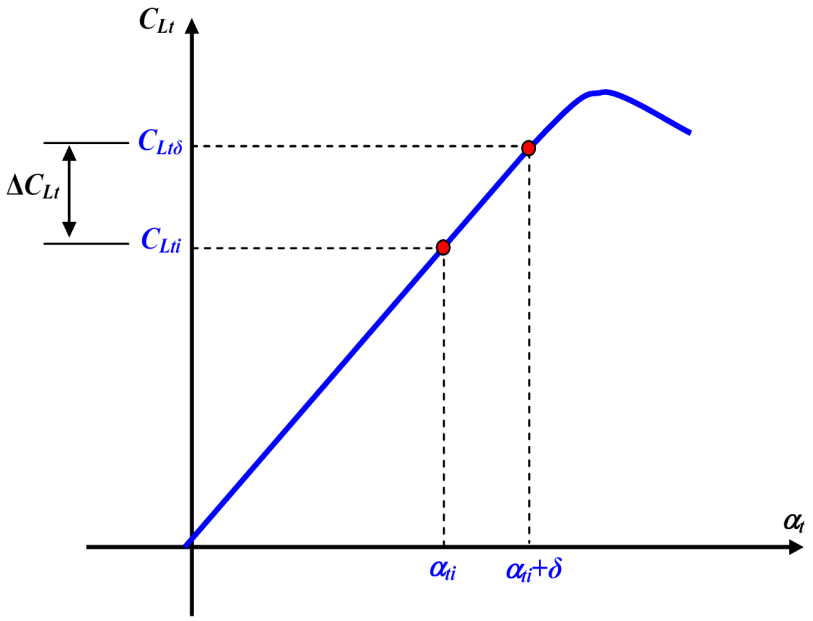


Figura 5.32 – Representação do incremento do coeficiente de sustentação devido a uma deflexão do profundor.

Portanto, pode-se notar que a deflexão do profundor pode ser utilizada como forma de se criar o incremento na força de sustentação necessário para a trimagem da aeronave em uma nova condição de vôo e o coeficiente de sustentação do profundor considerando a deflexão δ pode agora ser escrito da seguinte forma:

$$C_{Lt} = C_{L\alpha t} \cdot \alpha_t + \Delta C_{Lt} \tag{5.70}$$

Onde

$$\Delta C_{Lt} = \frac{dC_{Lt}}{d\delta} \cdot \delta = C_{L\delta} \cdot \delta \tag{5.71}$$

Que resulta em:

$$C_{Lt} = C_{L\alpha t} \cdot \alpha_t + C_{L\delta} \cdot \delta \tag{5.72}$$

Como na situação o profundor é totalmente móvel, tem-se que $C_{L\alpha t} = C_{L\delta}$, e, portanto, a Equação (5.72) pode ser reescrita da seguinte forma:

$$C_{Lt} = C_{L\alpha t} \cdot (\alpha_t + \delta) \tag{5.73}$$

A partir da substituição das Equações (5.17) e (5.31) na Equação (5.51), pode-se escrever que:

$$C_{MCGa} = C_{Macw} + C_{Lw} \cdot (\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}) + C_{MCGf} - V_H \cdot \eta \cdot C_{Lt} \tag{5.74}$$

Substituindo a Equação (5.73) na Equação (5.74) tem-se que:

$$C_{MCGa} = C_{Macw} + C_{Lw} \cdot (\bar{h}_{CG} - \bar{h}_{ac}) + C_{MCGf} - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot (\alpha_t + \delta) \tag{5.75}$$

Onde a partir das quais é possível observar que a deflexão do profundor por um ângulo δ proporciona uma mudança em C_{MCGa} porém mantém o mesmo coeficiente angular da curva uma vez que não houve mudança da posição do centro de gravidade da aeronave, dessa forma, com a deflexão do profundor é possível timar a aeronave em diferentes condições de vôo como mostra a Figura 5.33.

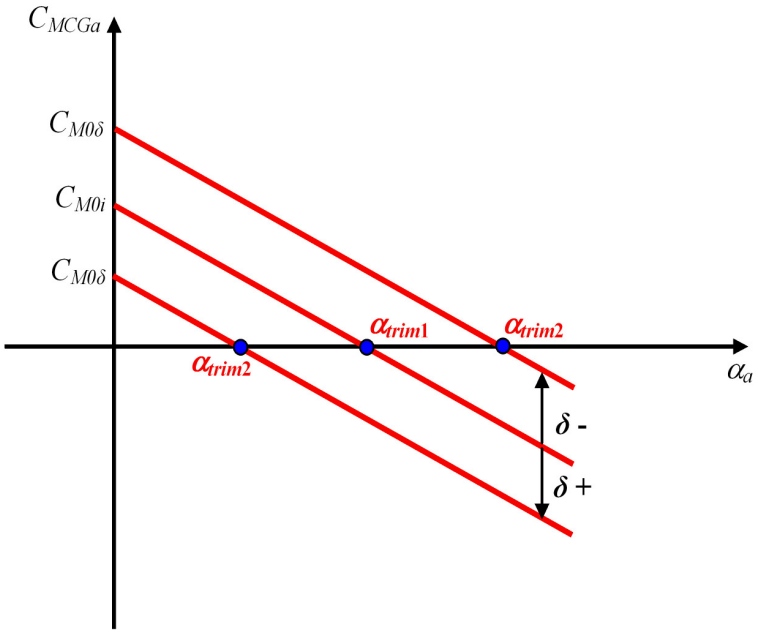


Figura 5.33 – Efeito da deflexão do profundor na trimagem da aeronave.

Por convenção, seguindo o sistema de coordenadas utilizado na indústria aeronáutica, considera-se que uma deflexão do profundor no sentido horário é considerada positiva e uma deflexão no sentido anti-horário é considerada negativa, portanto, a relação (α_t + δ) pode ser positiva ou negativa dependendo do sentido de deflexão utilizado, assim, a variação de C_{MCGa} calculada pela Equação (5.75) tanto pode ser para mais ou para menos, transladando a curva C_{MCGa} x α_a ou para cima ou para baixo dependendo exclusivamente da rotação utilizada no profundor. A convenção de sinais adotada está apresentada a seguir na Figura 5.34.

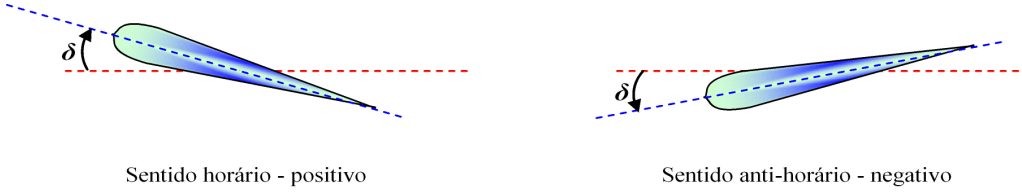


Figura 5.34 – Convenção de sinais para o ângulo de deflexão do profundor.

Para se garantir a capacidade de controle longitudinal de uma aeronave, esta deve possuir condições de ser balanceada em qualquer ângulo de ataque desejado compreendido entre uma condição de velocidade mínima de estol até a velocidade máxima.

Esta condição pode ser obtida através da determinação do ângulo de deflexão do profundor necessário para a trimagem da aeronave nas condições desejadas, este ângulo é referenciado no presente livro por δ_{trim} e quando determinado para as condições extremas (velocidades de estol e máxima) identifica a faixa de deflexão positiva e negativa necessária para o profundor, neste ponto é importante citar que deflexões excessivas da superfície de controle pode ocasionar estol no estabilizador horizontal acarretando em perda se sustentação dessa superfície e a conseqüente perda de controle da aeronave, pois cria-se uma condição de instabilidade longitudinal estática na aeronave.

Como forma de exemplificar as situações extremas comentadas, é apresentado a seguir o conceito para a determinação do ângulo de trimagem da aeronave. A principio considere que o piloto deseje voar em uma condição próximo à velocidade de estol, nessa situação o

ângulo de ataque é elevado e o coeficiente de sustentação equivale a $C_{lmáx}$, como a contribuição asa + fuselagem fornece um coeficiente de momento ao redor do *CG* negativo (sentido anti-horário) será necessário a criação de um momento positivo (sentido horário) para balancear a aeronave ao redor do *CG* e se manter o vôo da mesma na condição desejada, e, assim, a única maneira de se obter essa condição é uma deflexão do profundor no sentido anti-horário (δ negativo) para o qual o incremento no coeficiente de sustentação criado pela deflexão do comando cria ao redor do *CG* da aeronave um momento positivo que desloca o nariz da aeronave para cima aumentando o ângulo de ataque e balanceando os momentos ao redor do *CG* para a condição de velocidade de estol e assim um novo ângulo de trimagem α_{trim} é obtido. A situação comentada está ilustrada na Figura 5.35 mostrada a seguir.

Figura 5.35 – Deflexão do profundor necessária para a trimagem da aeronave na velocidade de estol.

A segunda condição extrema é referente a deflexão do comando para se trimar a aeronave em uma situação de vôo com velocidade máxima, para este caso, é necessário um baixo ângulo de ataque e consequentemente um pequeno C_L é necessário pois a sustentação é quase que em sua totalidade produzida pela elevada velocidade da aeronave, como forma de se reduzir o ângulo de ataque da aeronave é necessário uma deflexão positiva (sentido horário) do profundor criando ao redor do *CG* um momento negativo (sentido anti-horário)

que propicia o balanceamento da aeronave para uma condição de velocidade máxima. Esta situação está apresentada a seguir na Figura 5.36.

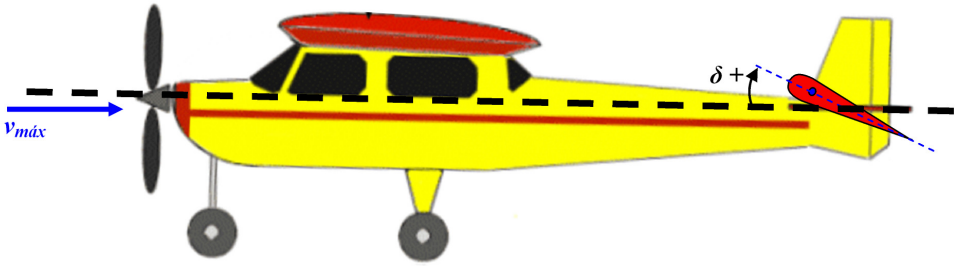


Figura 5.36– Deflexão do profundor necessária para a trimagem da aeronave na velocidade máxima.

A consideração apresentada para velocidade máxima possui um aspecto muito interessante quando se avalia o projeto e concepção de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign, pois nessas aeronaves, geralmente o perfil aerodinâmico utilizado pela asa possui um arqueamento muito grande e o *CG* está localizado após o centro aerodinâmico do perfil o que propicia um coeficiente de momento negativo (sentido anti-horário) bastante elevado para os padrões dos perfis geralmente utilizados em aeronaves comerciais e, assim, praticamente em todas as análises realizadas, o ângulo de deflexão do profundor necessário para a trimagem de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign em uma condição de velocidade máxima possui um valor positivo muito pequeno ou ainda em alguns casos é negativo, ou seja, mesmo nesta situação, o balanceamento de momentos ao redor do *CG* é obtido com uma deflexão do profundor no sentido anti-horário.

A partir dos conceitos apresentados, é possível obter uma equação algébrica que permite a determinação do ângulo de deflexão do profundor necessário para balancear a aeronave em qualquer condição de vôo desejada compreendida entre a velocidade de estol e a velocidade máxima da aeronave. Para se realizar esta análise considere um avião que possui estabilidade longitudinal estática cuja curva do coeficiente de momento ao redor do CG em função do ângulo de ataque está apresentada a seguir na Figura 5.37.

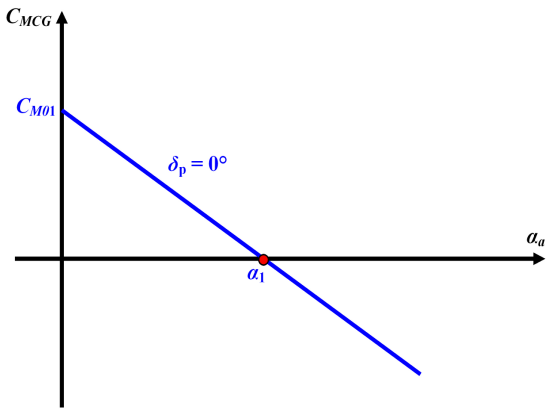


Figura 5.37 – Condição de trimagem para uma aeronave que possui estabilidade longitudinal estática.

Pela análise da Figura 5.37 é possível observar que em uma condição de deflexão nula do profundor $\delta_p = 0°$ a aeronave se encontra balanceada em um ângulo de ataque α_1 que corresponde a uma determinada velocidade e coeficiente de sustentação. Nesta situação, o ângulo de deflexão do profundor necessário para a trimagem da aeronave pode ser obtido analiticamente a partir da equação de equilíbrio de momentos ao redor do *CG* da aeronave obtida previamente quando do estudo dos critérios necessários para a determinação da estabilidade longitudinal estática, assim, considere a equação fundamental que garante a estabilidade longitudinal estática reescrita a seguir.

$$C_{MCGa} = C_{M0a} + C_{M\alpha a} \cdot \alpha \tag{5.76}$$

Para se trimar a aeronave em um novo ângulo de ataque α_2, será necessário a realização de uma deflexão do profundor por um ângulo δ_p que propiciará um incremento no

coeficiente de sustentação do profundor C_{Lt} capaz de criar uma variação no coeficiente de momento ao redor do *CG* da aeronave deslocando a curva mostrada na Figura 5.37 para cima ou para baixo de acordo com o sentido da deflexão realizada. O efeito provocado pela deflexão do profundor na curva do coeficiente de momento ao redor do *CG* em função do ângulo de ataque pode ser observado na Figura 5.38.

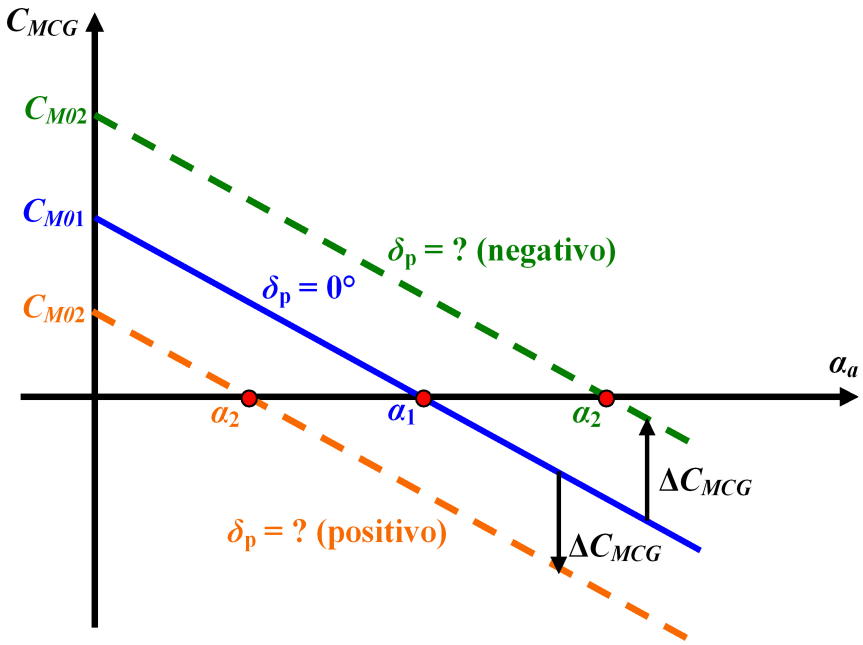


Figura 5.38 – Efeito da deflexão do profundor no coeficiente de momento ao redor do *CG* de uma aeronave.

Pela análise do gráfico da Figura 5.38 é possível observar que uma deflexão positiva no profudor (sentido horário) permite que a aeronave seja balanceada em um novo ângulo de ataque $\alpha_2 < \alpha_1$, caso a deflexão seja negativa (sentido anti-horário), a aeronave também será balanceada porém com um ângulo $\alpha_2 > \alpha_1$. Essa mudança no ângulo de trimagem é obtida pelo incremento do coeficiente de momento devido a deflexão da superfície de comando, dessa forma, considere que a deflexão do profundor ocasiona uma variação no coeficiente de

momento ao redor do *CG* definido por Δ_{CMCGa}, a Equação (5.76) pode ser escrita do seguinte modo:

$$C_{MCGa} = C_{M0a} + C_{M\alpha a} \cdot \alpha + \Delta_{CMCGa} \tag{5.77}$$

O valor de Δ_{CMCGa} é calculado pela aplicação da Equação (5.77) que resulta em:

$$C_{MCGa} = C_{M0a} + C_{M\alpha a} \cdot \alpha - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \delta_p \tag{5.78}$$

Relacionando a Equação (5.78) com o gráfico da Figura 5.38, é possível determinar o coeficiente de momento ao redor do *CG* para qualquer ângulo de ataque desejado, porém, nesta seção, o ponto de interesse é determinar o ângulo de deflexão do profundor para o qual o coeficiente de momento ao redor do *CG* é nulo, ou seja, aeronave trimada (balanceada),

dessa forma, a Equação (5.78) pode ser solucionada para $\delta_p = \delta_{trim}$ fazendo-se $C_{MCGa} = 0$, e assim tem-se que:

$$0 = C_{M0a} + C_{M\alpha a} \cdot \alpha - V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \delta_p \tag{5.79}$$

Que resulta em:

$$V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t} \cdot \delta_p = C_{M0a} + C_{M\alpha a} \cdot \alpha_a \tag{5.80}$$

Isolando-se $\delta_p = \delta_{trim}$, tem-se que:

$$\delta_{trim} = \frac{C_{M0a} + C_{M\alpha a} \cdot \alpha}{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t}} \tag{5.81}$$

E, portanto, a Equação (5.81) fornece o ângulo de deflexão do profundor necessário para se trimar a aeronave em qualquer ângulo de ataque α_a compreendido entre a velocidade de estol e a velocidade máxima da aeronave.

Esta análise é importante para a determinação dos batentes máximos positivo e negativo para a deflexão do profundor necessária para a trimagem da aeronave.

Em relação ao projeto Aerodesign, esta análise é de grande valia para se determinar o curso de comando necessário ao profundor durante a fase de montagem final da aeronave, e como forma de exemplificar esta situação, é apresentado a seguir um modelo de cálculo utilizado para se determinar o ângulo de deflexão do profundor necessário para trimar uma aeronave destinada a participar do Aerodesign em qualquer ângulo de ataque desejado compreendido entre a velocidade de estol e a velocidade máxima da aeronave.

5.6 – Estabilidade direcional estática

A estabilidade direcional de uma aeronave está diretamente relacionada com os momentos gerados ao redor do eixo vertical da mesma, tal como ocorre nos critérios de estabilidade longitudinal, é muito importante que a aeronave possua a tendência de retornar a sua posição de equilíbrio após sofrer uma perturbação que mude a sua direção de vôo.

Para possuir estabilidade direcional estática, a aeronave deve ser capaz de criar um momento que sempre a direcione para o vento relativo. Geralmente os critérios de estabilidade direcional de um avião são determinados através da soma dos momentos provenientes da combinação asa-fuselagem e da superfície vertical da empenagem em relação ao centro de gravidade da aeronave.

Normalmente o conjunto asa-fuselagem possui um efeito desestabilizante na aeronave e a superfície vertical da empenagem é responsável por produzir o momento restaurador, e, portanto, torna-se muito importante o seu correto dimensionamento e resistência estrutural.

Tal como foi apresentado na análise de estabilidade longitudinal estática, a formulação matemática para a avaliação dos critérios necessários para se garantir a estabilidade direcional estática será apresentada de forma adimensional, sendo um fator de grande importância para a avaliação desse tipo de estabilidade a determinação do coeficiente angular da curva de momentos de guinada da aeronave completa $C_{n\beta}$ em função do ângulo de derrapagem imposto pela perturbação sofrida, que pode ser proveniente de um comando mal aplicado, por uma rajada de vento, ou então pela manutenção de um vôo deslocado da direção do vento relativo.

Matematicamente o critério necessário para se garantir a estabilidade direcional estática é a obtenção de um coeficiente angular $C_{n\beta}$ positivo e que devido as condições de simetria da aeronave a reta gerada por esse coeficiente angular intercepta o sistema de coordenadas na origem. A Figura 5.39 mostra graficamente o critério necessário para uma condição de estabilidade direcional estática.

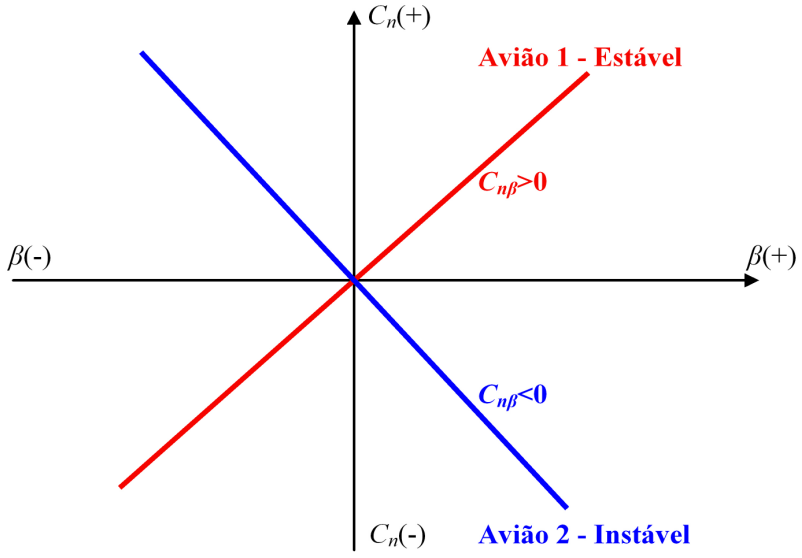


Figura 5.39 – Critério necessário para se garantir a estabilidade direcional estática.

A análise da figura permite observar que no caso do avião 1, se ocorrer uma perturbação na qual o vento relativo passe a atuar de sua posição de equilíbrio (β=0°) para uma condição (β>0°) (rotação no sentido horário), instantaneamente será criado um momento restaurador positivo tendendo novamente a alinhar a aeronave para a direção do vento relativo.

5.6.1 – Contribuição do conjunto asa-fuselagem na estabilidade direcional estática

O conjunto asa-fuselagem é responsável por um efeito desestabilizante e contribui de forma negativa para atender os critérios de estabilidade direcional de uma aeronave. Geralmente a maior contribuição é proporcionada pela geometria da fuselagem, sendo a asa um componente de menor importância no conjunto. Matematicamente a contribuição do conjunto asa-fuselagem pode ser determinada a partir de uma equação empírica proposta por Nelson [5.4].

$$C_{n\beta wf} = -K_n \cdot K_{RL} \cdot \frac{S_F \cdot l_F}{S_w \cdot b} \tag{5.82}$$

Nesta equação, $C_{n\beta wf}$ representa o coeficiente angular da curva de momento direcional ao redor do eixo vertical da aeronave, K_n representa um fator empírico de interferência asa-fuselagem e é uma função direta da geometria da fuselagem. Segundo Nelson [5.4], este fator pode variar em uma faixa compreendida entre $0{,}001 \leq K_n \leq 0{,}005$. A variável K_{RL} também representa um fator empírico que é uma função direta do número de Reynolds da fuselagem, Nelson [5.4] sugere a seguinte faixa para os valores de K_{RL}: $1 \leq K_{RL} \leq 2{,}2$; geralmente para o número de Reynolds encontrado nas aeronaves que participam da competição AeroDesign pode ser utilizado com boa margem de confiabilidade um valor de K_{RL} da ordem de 1.

As variáveis S_F, l_F, S_w e b representam respectivamente a área projetada lateral da fuselagem, o comprimento da fuselagem, a área da asa e a envergadura da asa.

Como o resultado obtido com a solução da Equação (5.82) sempre é um coeficiente angular negativo, o conjunto asa-fuselagem produz um efeito desestabilizante na estabilidade direcional estática da aeronave, e, dessa forma, a superfície vertical da empenagem passa a ser de fundamental importância para se garantir a restauração da aeronave a sua condição de equilíbrio direcional.

5.6.2 – Contribuição da superfície vertical da empenagem na estabilidade direcional estática

A Figura 5.40 mostra como a superfície vertical da empenagem contribui fisicamente de maneira positiva para a estabilidade direcional da aeronave.

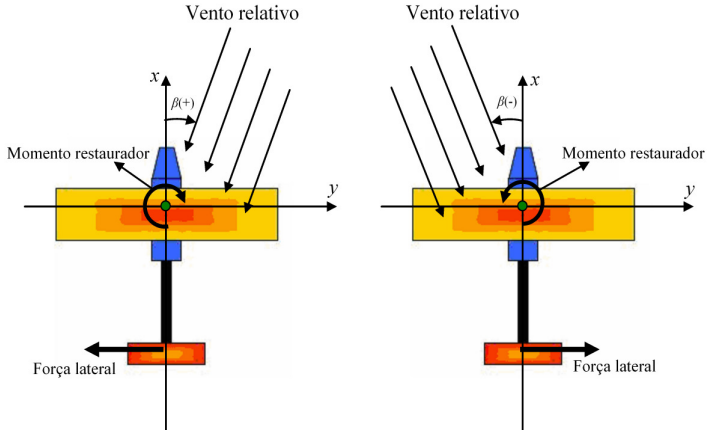


Figura 5.40 – Contribuição da superfície vertical da empenagem para a estabilidade direcional estática de uma aeronave.

Pela análise da Figura 5.40, é possível observar que se a aeronave sofrer uma perturbação que modifique sua direção de vôo, a superfície vertical da empenagem estará

submetida a um aumento de ângulo de ataque em relação a direção do vento relativo e uma força lateral será criada tendendo a trazer o avião de volta a sua posição de equilíbrio. Assim, é possível verificar a necessidade da utilização de uma superfície aerodinâmica simétrica na superfície vertical da empenagem, o que garante que em uma situação de equilíbrio nenhuma força lateral desestabilizante seja criada.

Matematicamente a força lateral na superfície vertical da empenagem quando a aeronave se encontra em uma condição de vôo com ângulo de derrapagem positivo pode ser calculada da seguinte forma:

$$F_v = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_v^{\,2} \cdot S_v \cdot C_{Lv} \tag{5.83}$$

O sinal negativo presente na Equação (5.83) indica que a força lateral gerada atua no sentido negativo do eixo lateral da aeronave (eixo y). Ainda com relação à Equação (5.83), o coeficiente de sustentação C_{Lv} pode ser determinado em função do coeficiente angular $C_{L\alpha v}$ e do ângulo de ataque da superfície vertical da empenagem α_v em relação ao vento relativo, dessa forma, pode-se escrever que:

$$F_v = -\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_v^{\,2} \cdot S_v \cdot C_{L\alpha v} \cdot \alpha_v \tag{5.84}$$

O ângulo de ataque α_v da superfície vertical da empenagem pode ser expresso em função do ângulo β que representa a direção do vento relativo e do ângulo de ataque induzido lateral σ (sidewash) do seguinte modo:

$$\alpha_v = \beta + \sigma \tag{5.85}$$

O ângulo de ataque induzido lateral σ (sidewash) é similar ao ângulo de ataque induzido longitudinal (downwash) e fisicamente é provocado pelo desvio dos vórtices de ponta de asa.

A partir das Equações (5.84) e (5.85) é possível escrever a equação que define o momento restaurador da seguinte forma:

$$N_v = F_v \cdot l_v \tag{5.86}$$

onde l_v representa o braço de momento do ponto de aplicação da força lateral até o CG da aeronave.

Na Equação (5.86) é possível observar que o momento restaurador provocado por uma força lateral negativa é um valor positivo, portanto, substituindo as Equações (5.84) e (5.85) na Equação (5.86) tem-se:

$$N_v = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_v^{\,2} \cdot S_v \cdot C_{L\alpha v} \cdot (\beta + \sigma) \cdot l_v \tag{5.87}$$

Nesse ponto é importante relembrar que a relação $1/2 \cdot \rho \cdot v_v^{\,2}$ representa a pressão dinâmica q_v na superfície vertical da empenagem, assim, a Equação (5.87) pode ser reescrita do seguinte modo.

$$N_v = -q_v \cdot S_v \cdot C_{L\alpha v} \cdot (\beta + \sigma) \cdot l_v \tag{5.88}$$

A Equação (5.88) pode ser adimensionalizada com relação à pressão dinâmica, área e envergadura da asa resultando em:

$$C_n = \frac{N_v}{q_w \cdot S_w \cdot b} = \frac{q_v}{q_w} \cdot \frac{S_v \cdot l_v}{S_w \cdot b} \cdot C_{L\alpha v} \cdot (\beta + \sigma) \tag{5.89}$$

As relações q_v/q_w e $S_v \cdot l_v / S_w \cdot b$ representam respectivamente a eficiência da superfície vertical da empenagem η_v e o volume de cauda vertical V_V, portanto, pode-se escrever que:

$$C_n = \eta_v \cdot V_v \cdot C_{L\alpha v} \cdot (\beta + \sigma) \tag{5.90}$$

A partir da Equação (5.90), fazendo-se sua derivada em relação a β, é possível encontrar o coeficiente angular da curva de momento de guinada em relação ao ângulo de derrapagem β, e assim, obter a contribuição da superfície vertical da empenagem na estabilidade direcional da aeronave.

$$C_{n\beta_v} = \eta_v \cdot V_v \cdot C_{L\alpha v} \cdot \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \tag{5.91}$$

A relação $\eta_v \cdot (1 + d\sigma/d\beta)$ pode ser estimada segundo manual de estabilidade e controle da força aérea dos Estados Unidos da América, USAF [5.5] pela Equação (5.92) mostrada a seguir.

$$\eta_v \cdot \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) = 0{,}724 + 3{,}06 \cdot \left(\frac{S_v/S_w}{1 + \cos \Lambda_{(c/4)}}\right) + 0{,}4 \cdot \frac{Z_w}{d_F} + 0{,}009 \cdot AR_w \tag{5.92}$$

Na Equação (5.92), S_w representa a área da asa, S_v a área da superfície vertical da empenagem, AR_w o alongamento da asa, Z_w é a distância paralela ao eixo z medida a partir da posição 25% da corda na raiz da asa até a linha de centro da fuselagem, d representa a profundidade máxima da fuselagem e a relação $\Lambda_{(c/4)}$ é o enflechamento da asa medido a partir da posição 25% da corda, a Figura 5.41 apresentada a seguir mostra as dimensões Z_w e d.

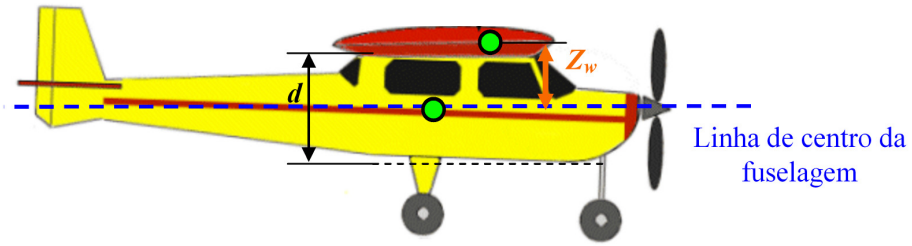


Figura 5.41 – dimensões Z_w e d para aplicação na Equação (5.92).

A seguir é apresentado um modelo para o cálculo de determinação dos critérios necessários para se garantir a estabilidade direcional estática de uma aeronave.

5.6.3 – Controle direcional

O controle direcional de uma aeronave é obtido através da deflexão de uma superfície de comando denominada leme de direção, essa superfície se encontra localizada no bordo de fuga da superfície vertical da empenagem como pode ser observado na Figura 5.42 mostrada a seguir. A deflexão do leme de direção produz uma força lateral na aeronave que provoca um momento de guinada ao redor do eixo vertical da aeronave permitindo desse modo o deslocamento do nariz da aeronave para a proa desejada.

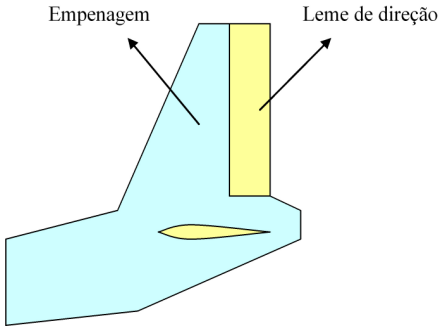


Figura 5.42 – Exemplo do leme de direção.

A deflexão do leme de direção pode ser positiva ou negativa, e esse sinal é definido de acordo com o sentido de rotação aplicado na superfície de comando, por exemplo, uma deflexão do leme de direção no sentido horário é definida como uma rotação positiva e uma deflexão no sentido anti-horário como uma rotação negativa, a Figura 5.43 mostra a convenção de sinais adotada para a deflexão do leme de direção.

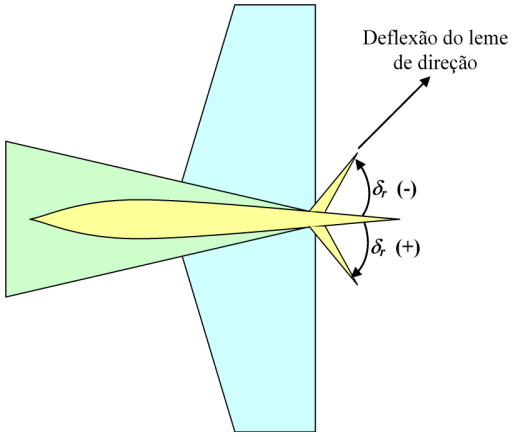


Figura 5.43 – Convenção de sinais para a deflexão do leme de direção.

A deflexão do leme de direção em qualquer sentido produz uma força lateral que quando multiplicada pelo braço de momento em relação ao *CG* da aeronave provoca o momento de guinada necessário para a mudança de atitude da aeronave.

A intensidade do momento de guinada provocado pela deflexão do leme de direção depende completamente da força de sustentação (força lateral) gerada, para uma deflexão positiva do leme de direção, uma força lateral positiva é criada e conseqüentemente um momento de guinada negativo é gerado, para uma deflexão negativa do leme de direção, será criada uma força lateral negativa e um momento de guinada positivo é gerado. A compreensão dessa regra de sinais pode ser facilmente visualizada a partir da análise detalhada das Figuras 5.44 e 5.46.

Pela análise da figura 5.44 é possível observar que uma deflexão positiva do leme de direção provoca um arqueamento no perfil simétrico da superfície vertical da empenagem acarretando em uma força de sustentação direcionada no sentido positivo do eixo lateral da aeronave (eixo y), portanto, essa força assume um sinal positivo e quando multiplicada pela distância até o *CG* da aeronave provocará um momento no sentido anti-horário em relação ao eixo vertical (eixo z) que quando avaliado pela aplicação da regra da mão direita percebe-se que se traduz em um momento de guinada negativo uma vez que o sentido do momento gerado é oposto ao sentido positivo do eixo vertical, e assim, provoca um deslocamento do nariz da aeronave para a esquerda.

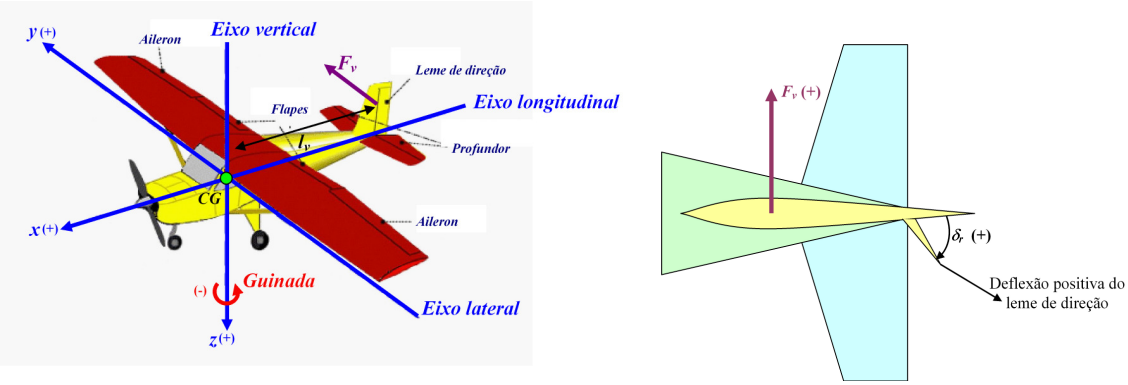


Figura 5.44 – Análise de sinais para uma deflexão positiva do leme de direção.

Matematicamente essa situação pode ser expressa através da aplicação do conceito de momento, e como citado, uma força lateral positiva produz um momento de guinada negativo, portanto, pode-se escrever que:

$$N = -F_v \cdot l_v \tag{5.93}$$

onde a força lateral na superfície vertical da empenagem é dada por:

$$F_v = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_v^{\,2} \cdot S_v \cdot C_{Lv} \tag{5.94}$$

e o momento de guinada gerado é dado por:

$$N = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_w \cdot b \cdot C_n \tag{5.95}$$

Reescrevendo a Equação (5.95) em relação ao coeficiente de momento de guinada da aeronave, tem-se que:

$$C_n = \frac{N}{1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_w \cdot b} \tag{5.96}$$

Substituindo-se as Equações (5.93) e (5.94) na Equação (5.96), pode-se escrever que:

$$C_n = -\frac{F_v \cdot l_v}{1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_w \cdot b} \tag{5.97}$$

$$C_n = -\frac{1/2 \cdot \rho \cdot v_v^{\,2} \cdot S_v \cdot l_v \cdot C_{Lv}}{1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S_w \cdot b} \tag{5.98}$$

Neste ponto é importante relembrar que a relação $1/2 \cdot \rho \cdot v^2$ representa a pressão dinâmica q, portanto, pode-se reescrever a Equação (5.98) da seguinte forma:

$$C_n = -\frac{q_v \cdot S_v \cdot l_v}{q_w \cdot S_w \cdot b} \cdot C_{Lv} \tag{5.99}$$

O coeficiente de sustentação C_{Lv} pode ser representado em função da deflexão do leme de direção da seguinte forma:

$$C_{Lv} = \frac{dC_{Lv}}{d\delta_r} \cdot \delta_r \tag{5.100}$$

Portanto, a Equação (5.99) pode ser reescrita do seguinte modo:

$$C_n = -\frac{q_v \cdot S_v \cdot l_v}{q_w \cdot S_w \cdot b} \cdot \frac{dC_{Lv}}{d\delta_r} \cdot \delta_r \tag{5.101}$$

As relações q_v/q_w e $S_v \cdot l_v / S_w \cdot b$ representam respectivamente a eficiência da superfície vertical da empenagem η_v e o volume de cauda vertical V_V, portanto, pode-se escrever que:

$$C_n = -\eta_v \cdot V_V \cdot \frac{dC_{Lv}}{d\delta_r} \cdot \delta_r \tag{5.102}$$

A eficiência de controle do leme de direção pode ser representada através da taxa de variação do momento de guinada da aeronave com relação ao ângulo de deflexão do leme, assim, a Equação (5.102) pode ser reescrita do seguinte modo:

$$C_n = C_{n\delta_r} \cdot \delta_r = -\eta_v \cdot V_V \cdot \frac{dC_{Lv}}{d\delta_r} \cdot \delta_r \tag{5.103}$$

Que resulta em,

$$C_{n\delta_r} = -\eta_v \cdot V_V \cdot \frac{dC_{Lv}}{d\delta_r} \tag{5.103a}$$

Onde a relação $\frac{dC_{Lv}}{d\delta_r}$ pode ser expressa da seguinte forma:

$$\frac{dC_{Lv}}{d\delta_r} = \frac{dC_{Lv}}{d\alpha_v} \cdot \frac{d\alpha_v}{d\delta_r} = C_{L_{\alpha v}} \cdot \tau \tag{5.104}$$

No qual o fator τ que representa o fator de eficiência de deflexão do leme pode ser obtido segundo Nelson [5.4] a partir do gráfico mostrado na Figura 5.45.

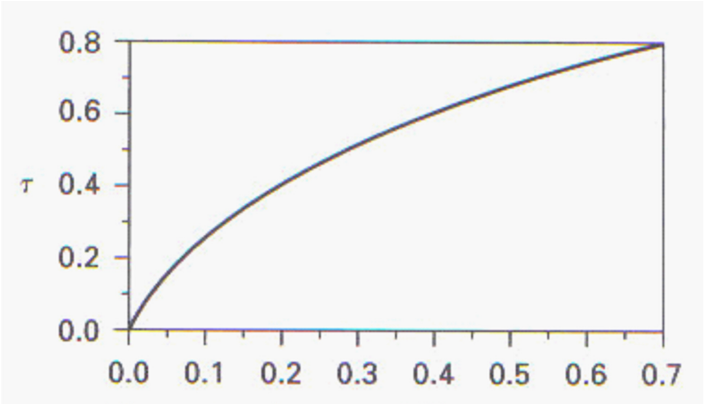


Figura 5.45 – Determinação do fator de eficiência de deflexão do leme de direção.

Para o caso de uma deflexão negativa do leme de direção, o processo analítico é exatamente o mesmo, a Figura 5.46 apresentada a seguir mostra a análise de sinais para esta condição.

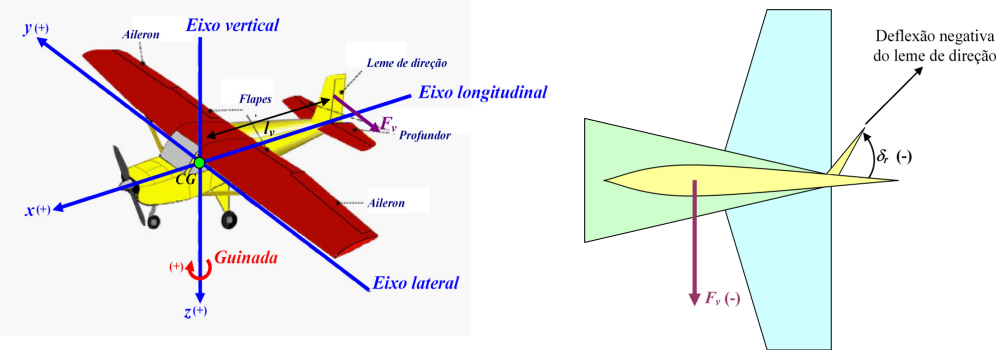


Figura 5.46 – Análise de sinais para uma deflexão negativa do leme de direção.

A seguir é apresentado um modelo para o cálculo de determinação dos critérios necessários para se garantir a estabilidade direcional estática de uma aeronave.

5.7 – Estabilidade lateral estática

Uma aeronave possui estabilidade lateral estática quando um momento restaurador for criado sempre que suas asas saiam de uma condição nivelada. Também para os critérios de estabilidade lateral, são empregados coeficientes adimensionais onde se avalia a variação do coeficiente de momento C_l ao redor do eixo longitudinal da aeronave em função do ângulo β de inclinação das asas provocado pela perturbação sofrida. Para que uma aeronave seja lateralmente estável é necessário que o coeficiente angular da curva de momento lateral em função do ângulo de inclinação das asas seja levemente negativo, assim, tem-se que:

$$\frac{dC_l}{d\beta} = C_{l\beta} < 0 \tag{5.105}$$

A Figura 5.47 apresentada a seguir mostra graficamente a condição necessária para se obter a estabilidade lateral estática de uma aeronave.

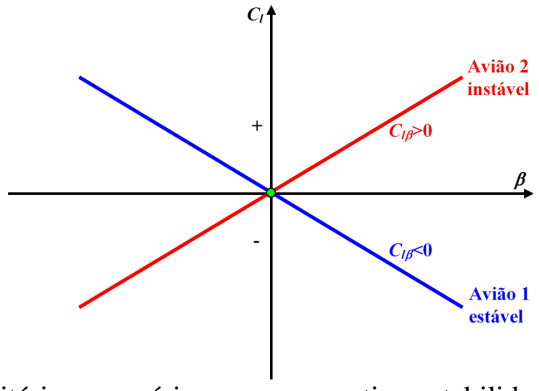


Figura 5.47 – Critério necessário para se garantir a estabilidade lateral estática.

Basicamente o momento de rolamento originado em uma aeronave quando em uma situação de desequilíbrio de alinhamento nas asas depende de alguns fatores como o ângulo de diedro, o enflechamento da asa, da posição da asa em relação à fuselagem (alta, média ou baixa) e da superfície vertical da empenagem. Dentre esses fatores, a maior contribuição para a estabilidade lateral estática advém do ângulo de diedro, que representa o ângulo formado entre o plano da asa e um plano horizontal, caso a ponta da asa esteja em uma posição acima da raiz o ângulo de diedro é considerado positivo, e, caso a ponta da asa se encontre abaixo da raiz o diedro é considerado negativo. A Figura 5.48 mostra a configuração de diedro positivo e negativo.

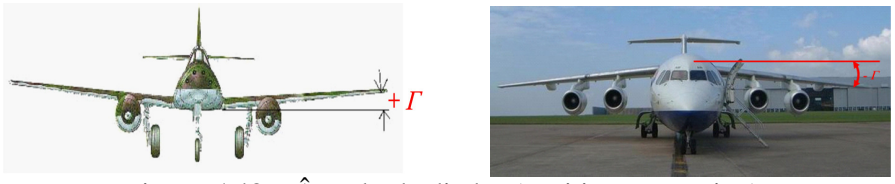


Figura 5.48 – Ângulo de diedro (positivo e negativo).

Normalmente em aeronaves de asa baixa ou média é utilizado o ângulo de diedro positivo, pois o mesmo contribui sensivelmente para aumentar a estabilidade lateral da aeronave. Aeronaves de asa alta também podem possuir diedro, porém em muitos casos não é necessário, pois como o CG da aeronave se encontra localizado abaixo da asa, a própria configuração de fixação na fuselagem já proporciona estabilidade à aeronave.

Ângulos de diedro negativo são utilizados em poucos casos e geralmente em aeronaves de asa alta quando a mesma é muito estável como forma de melhorar a controlabilidade da mesma. Não se aconselha o uso de diedro negativo em aeronaves de asa baixa, pois pode ocasionar em uma perda de estabilidade lateral da mesma.

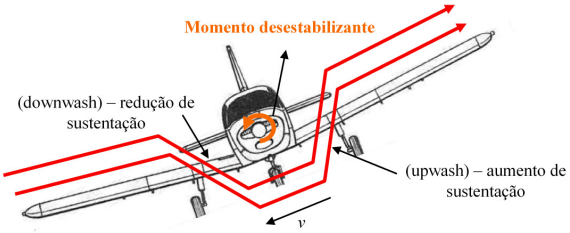
Contribuição do efeito de interferência fuselagem-asa na estabilidade lateral: quando uma aeronave sofre uma perturbação que desloque suas asas de uma posição de equilíbrio nivelado, uma componente do vento relativo passa a atuar ao longo do eixo lateral da mesma (eixo *y*), ou seja, devido ao deslocamento lateral da aeronave, cria-se uma componente de velocidade atuando na superfície lateral da aeronave. Essa componente flui através da fuselagem e das asas, provocando uma mudança na força de sustentação gerada em cada asa.

O resultado da variação da força de sustentação nas asas da aeronave é a criação de um momento de rolamento na aeronave que tende a trazer a mesma novamente para sua posição de equilíbrio com asas niveladas ou então afastá-la cada vez mais da posição de equilíbrio. Devido ao escoamento lateral sobre a aeronave, no caso de um avião de asa alta, a asa pela qual o escoamento passa primeiro experimenta um escoamento induzido para cima (upwash) que tende a aumentar a força de sustentação, a asa pela qual se dá a fuga do escoamento fica submetida a um escoamento induzido para baixo (downwash) e, assim, uma menor força de sustentação é criada, provocando desse modo um momento de rolamento devido ao desbalanceamento da força de sustentação entre as duas asas, esse momento possui a tendência estabilizadora na aeronave.

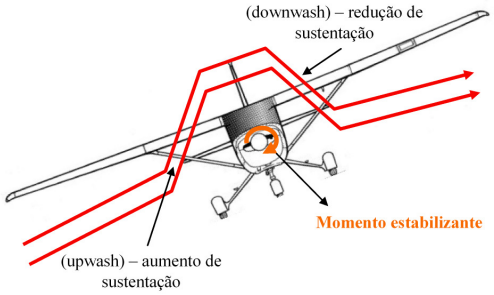
Para o caso de uma aeronave de asa baixa, o processo é o inverso e, assim, a asa pela qual o escoamento passa primeiro experimenta um escoamento induzido para baixo (downwash) que tende a reduzir a força de sustentação, a asa pela qual se dá a fuga do escoamento fica submetida a um escoamento induzido para cima (upwash) e, assim, uma maior força de sustentação é criada, provocando desse modo um momento de rolamento devido ao desbalanceamento da força de sustentação entre as duas asas, esse momento possui

a tendência desestabilizadora na aeronave, e, desse modo, o ângulo de diedro positivo é fundamental para se ter estabilidade lateral na aeronave.

A Figura 5.49 apresentada a seguir mostra a situação comentada para os casos de asa alta e baixa.



Asa baixa – momento desestabilizante



Asa alta – momento estabilizante

Figura 5.49 – Efeito do escoamento lateral sobre a aeronave.

Contribuição do ângulo de diedro na estabilidade lateral: a metodologia para se estimar o valor de $C_{l\beta}$ pode ser obtida em maiores detalhes na obra de Pamadi, na qual o referido autor cita que para aeronaves com asas trapezoidais ou elípticas com perfil constante ao longo de toda sua envergadura, o valor de $C_{l\beta}$ pode ser obtido de acordo com a solução da Equação (5.106) apresentada a seguir.

$$C_{l\beta} = -\frac{2 \cdot \Gamma \cdot a}{S_w \cdot b} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot y \cdot dy \tag{5.106}$$

Para o caso de asas retangulares com perfil aerodinâmico constante ao longo da envergadura, a Equação (5.106) se reduz a:

$$C_{l\beta} = -\frac{\Gamma \cdot a}{4} \tag{5.107}$$

Nas Equações (5.106) e (5.107), Γ representa o ângulo de diedro da asa, a é o coeficiente angular da curva C_L x α da asa, S_w é a área da asa, b é a envergadura da asa, $c(y)$ representa a corda do perfil na estação desejada ao longo da envergadura e y é a variável que indica a posição ao longo da envergadura da asa que está sendo avaliada.

5.7.1 – Controle lateral

Na grande maioria das aeronaves, o dispositivo utilizado para o controle de rolamento é o aileron, esse mecanismo é caracterizado por superfícies similares a um flape localizados

geralmente no bordo de fuga e próximo das pontas das asas como pode ser observado na Figura 5.50.

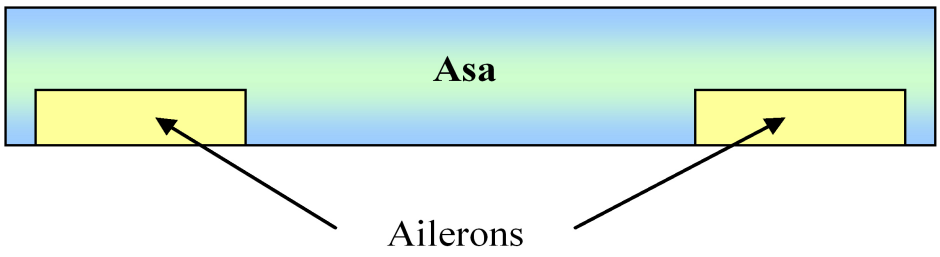


Figura 5.50 – Representação do posicionamento dos ailerons em uma asa.

Os ailerons são defletidos em sentidos opostos um ao outro como forma de se produzir o momento de rolamento na aeronave, ou seja, caso o aileron da asa direita seja defletido para baixo, o aileron da asa esquerda será defletido para cima e vice-versa.

Em uma condição de vôo com ângulo de ataque positivo, a asa na qual o aileron é defletido para baixo sofre um aumento do arqueamento do perfil e consequentemente um acréscimo na força de sustentação local é criado na região de deflexão do aileron, já para a asa cujo aileron é defletido para cima ocorre uma redução da força de sustentação local, e, devido a esse desbalanceamento de forças entre as asas, um momento de rolamento é gerado ao redor do eixo longitudinal da aeronave.

O efeito da deflexão dos ailerons na força de sustentação das asas é mostrado na Figura 5.51.

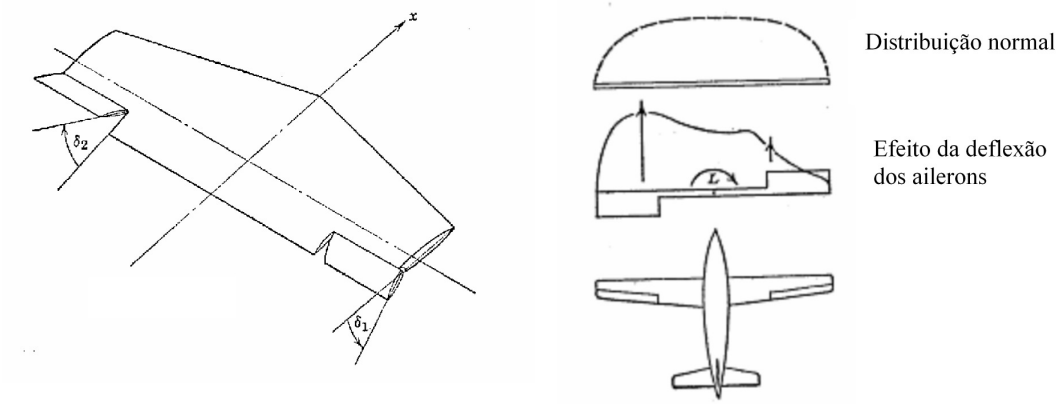


Figura 5.51 – Efeito da deflexão dos ailerons na distribuição de sustentação.

A eficiência de aplicação dos ailerons no controle lateral da aeronave pode ser modelada a partir do incremento do coeficiente de momento de rolamento gerado pela deflexão do comando. Em forma de coeficiente de momento de rolamento, pode-se escrever que:

$$\Delta C_l = \frac{\Delta L}{q \cdot S \cdot b} = \frac{C_L \cdot q \cdot c(y) \cdot y \cdot dy}{q \cdot S \cdot b} = \frac{C_L \cdot c(y) \cdot y \cdot dy}{S \cdot b} \tag{5.108}$$

Onde o incremento do coeficiente de sustentação local devido à aplicação do aileron é dada por:

$$C_L = C_{L\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{d\delta_a} \cdot \delta_a = C_{L\alpha} \cdot \tau \cdot \delta_a \tag{5.109}$$

Substituindo a Equação (5.109) na Equação (5.108), tem-se que:

$$C_l = \frac{C_{L\alpha} \cdot \tau \cdot \delta_a \cdot c(y) \cdot y \cdot dy}{S \cdot b} \tag{5.110}$$

Integrando sobre a região na qual o aileron se faz presente pode-se escrever que:

$$C_l = \frac{2 \cdot C_{L\alpha w} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \cdot \int_{y_1}^{y_2} c(y) \cdot y \cdot dy \tag{5.111}$$

Na Equação (5.111), o multiplicador 2 foi inserido devido a presença e influencia do par de ailerons que atuam sempre em conjunto. Provocando o efeito de binário no rolamento da aeronave.

Para se compreender melhor a aplicação da Equação (5.111), a Figura 5.52 mostra a geometria característica da semi-envergadura de uma asa trapezoidal.

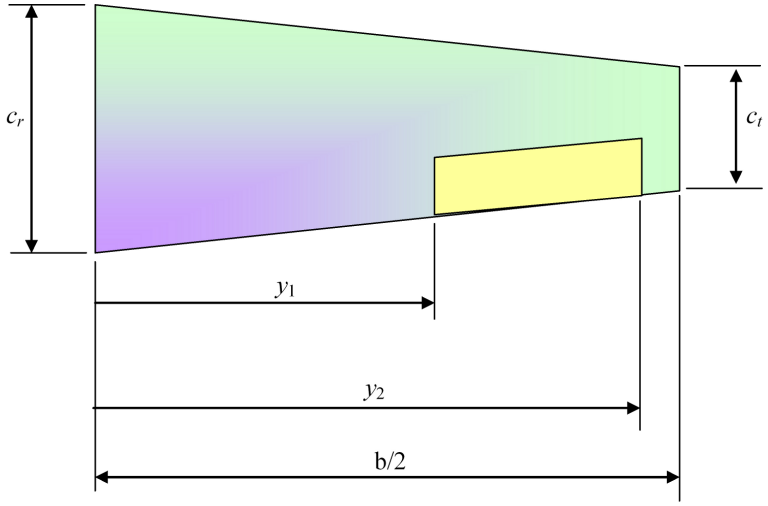


Figura 5.52 – Geometria da asa para determinação do controle lateral.

O coeficiente angular do momento de rolamento da aeronave pode ser obtido através da derivada da Equação (5.111) em relação à deflexão do controle de aileron δ_a, assim, tem-se que:

$$C_{l\&a} = \frac{2 \cdot C_{L\alpha w} \cdot \tau}{S \cdot b} \cdot \int_{y_1}^{y_2} c(y) \cdot y \cdot dy \tag{5.112}$$

Na análise da equação (5.112) é importante citar que a corda para uma asa com forma geométrica diferente da retangular é variável ao longo da envergadura, e, no caso de uma asa trapezoidal tem-se que:

$$c(y) = c_r \cdot \left[1 + \left(\frac{\lambda - 1}{b/2} \right) \cdot y \right] \tag{5.113}$$

Assim, a Equação (5.112) pode ser escrita do seguinte modo:

$$C_l = \frac{2 \cdot C_{L\alpha w} \cdot \tau \cdot \delta_a}{S \cdot b} \cdot \int_{y_1}^{y_2} c_r \cdot \left[1 + \left(\frac{\lambda - 1}{b/2} \right) \cdot y \right] \cdot y \cdot dy \tag{5.114}$$

A seguir é apresentado um exemplo de cálculo que permite obter as características de estabilidade e controle lateral de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign.

5.8 – Dicas para a análise de estabilidade estática

Nesta seção são citados alguns pontos que são de fundamental importância para uma análise adequada das características de estabilidade de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign. A seguir é apresentada a seqüência necessária para se realizar a avaliação de estabilidade da aeronave em projeto.

1) O primeiro e mais importante ponto na análise de estabilidade é a determinação da posição do centro de gravidade da aeronave, pois praticamente todos os conceitos necessários para a determinação das qualidades de estabilidade de uma aeronave dependem diretamente da posição do *CG*.

2) Determinar e traçar o gráfico da variação do coeficiente de momento longitudinal em função do ângulo de ataque para a asa isoladamente.

3) Determinar e traçar o gráfico da variação do coeficiente de momento longitudinal em função do ângulo de ataque para a fuselagem isoladamente.

4) Determinar e traçar o gráfico da variação do coeficiente de momento longitudinal em função do ângulo de ataque para a superfície horizontal da empenagem isoladamente.

5) Determinar e traçar o gráfico da variação do coeficiente de momento longitudinal em função do ângulo de ataque para a aeronave completa.

6) Calcular a posição do ponto neutro e determinar qual a margem estática da aeronave.

7) Determinar os batentes positivo e negativo para a deflexão do profundor, responsáveis pelo controle longitudinal da aeronave.

8) Determinar e traçar o gráfico da variação do coeficiente de momento direcional em função do ângulo de derrapagem para a aeronave completa.

9) Avaliar a derivada de controle direcional da aeronave.

10) Determinar e traçar o gráfico da variação do coeficiente de momento lateral em função do ângulo de derrapagem para a aeronave completa.

11) Avaliar a derivada de controle lateral da aeronave.

A Figura 5.53 apresentada a seguir mostra a aeronave da equipe Taperá do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo para a competição SAE-AeroDesign 2009 com suas respectivas características de estabilidade e controle.

Aeronave Taperá 2009	Características de Estabilidade
	Posição do CG - 32,14% cma Ponto neutro - 52,1 % cma Margem estática - 20% Derivadas de estabilidade $C_{n\beta}$ = 0,0092567grau^{-1} $C_{L\beta}$ = -0,000502grau $^{-1}$ Deflexão do profundor + - 10º Deflexão do leme + - 10º Deflexão dos ailerons + - 10º

Figura 5.53 – Características de estabilidade da aeronave Taperá 2009.

Neste ponto é finalizado o capítulo da análise de estabilidade estática da aeronave, no qual foram apresentados os principais pontos que devem ser avaliados para se obter uma aeronave competitiva e com excelentes qualidades de vôo. Nesse ponto vale ressaltar que o assunto estabilidade é muito extenso e muitos detalhes mais específicos podem ser encontrados na vasta literatura existente, o objetivo principal deste capítulo foi apresentar os conceitos fundamentais que permitem estimar de forma confiável as qualidades de estabilidade de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign.

Referências bibliográficas deste capítulo

[5.1] ANDERSON, JOHN, D. *Aircraft performance and design*, McGraw-Hill, New York, 1999.

[5.2] McCORMICK, BARNES, W. *Aerodynamics, aeronautics and flight mechanics*, Wiley, New York, 1995.

[5.3] Ly, Ui-Loi. *Stability and Control of Flight Vehicle,* University of Washington. Seattle 1997.

[5.4] NELSON, ROBERT. C., *Flight Stability an Automatic Control*, 2ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1998.

[5.5] USAF., *Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Fairborn, OH.

CAPÍTULO 6

ANÁLISE ESTRUTURAL

6.1 – Introdução

O presente capítulo apresenta ao leitor os conceitos fundamentais para a análise de cargas e dimensionamento estrutural dos principais componentes de uma aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign. Dentre os elementos estruturais estudados podem-se citar a determinação das cargas atuantes e o dimensionamento estrutural das asas, da fuselagem, da empenagem, e do trem de pouso. Os conceitos apresentados a seguir são muito úteis como ferramentas iniciais para a obtenção de resultados confiáveis do ponto de vista do projeto estrutural da aeronave e estão fundamentados nas normas aeronáuticas destinadas ao dimensionamento estrutural de componentes e análise de cargas.

A partir desse ponto do estudo e do projeto de uma nova aeronave, o projetista deve estar atento às necessidades operacionais da mesma (requisitos da missão) e fazer uso correto de vários parâmetros obtidos durante os cálculos prévios de aerodinâmica, desempenho e estabilidade, pois a determinação correta das cargas atuantes nos vários componentes estruturais permite o correto dimensionamento estrutural e a obtenção de uma estrutura resistente e leve garantindo assim a maior relação entre carga paga e peso vazio contribuindo significativamente para o aumento da eficiência estrutural.

Basicamente todas as aeronaves são constituídas pelos mesmos elementos estruturais que previamente já foram discutidos nos capítulos anteriores, e sua estrutura interna pode ser observada nas Figuras 6.1 e 6.2.

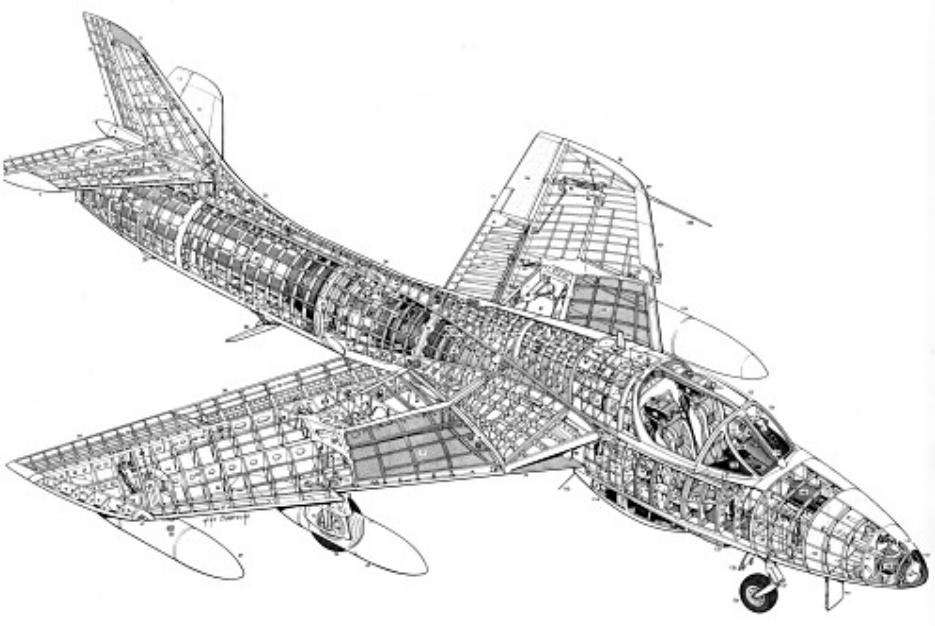


Figura 6.1 – Estrutura interna de uma aeronave militar.

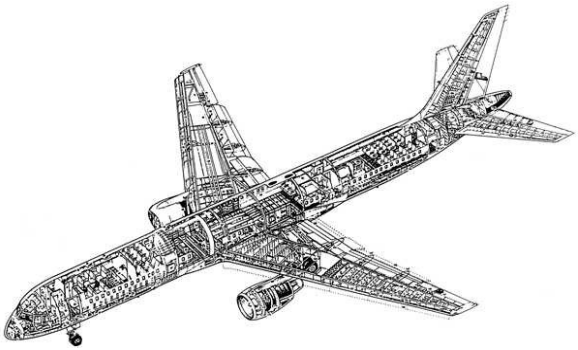


Figura 6.2 – Estrutura interna de uma aeronave comercial.

6.2 – Estruturas de Aeronaves

A estrutura de uma aeronave de asa fixa pode ser dividida em cinco partes principais: fuselagem, asas, estabilizadores, superfícies de controle e trem de pouso.

Os componentes da fuselagem são construídos de uma grande variedade de materiais e são unidos através de rebites, parafusos e soldagem ou adesivos. Os componentes da aeronave dividem-se em vários membros estruturais (reforçadores, longarinas, nervuras, paredes, etc.).

Os membros estruturais das aeronaves são projetados para suportar cargas ou resistirem aos esforços solicitantes.

Na maioria dos casos, os membros estruturais são projetados para suportar as cargas de tração, compressão, torção e flexão. A resistência pode ser o requisito principal em certas estruturas, enquanto outras necessitam de qualidades totalmente diferentes.

Por exemplo, capotas, carenagens e partes semelhantes geralmente não precisam suportar as tensões de vôo, ou as cargas de pouso. Contudo, essas partes devem possuir qualidades, como um acabamento liso e formato aerodinâmico.

Durante o projeto de uma aeronave, cada centímetro quadrado da asa e da fuselagem, cada nervura, longarina, e até mesmo cada encaixe deve ser considerado em relação às características físicas do material do qual ele é feito. Todas as partes da aeronave devem ser planejadas para suportar as cargas que lhes serão impostas. A determinação de tais cargas é chamada análise de tensões. Os cinco principais tipos de cargas as quais uma aeronave está sujeita se caracterizam por tração, compressão, cisalhamento, torção e flexão e são mostrados na Figura 6.3.

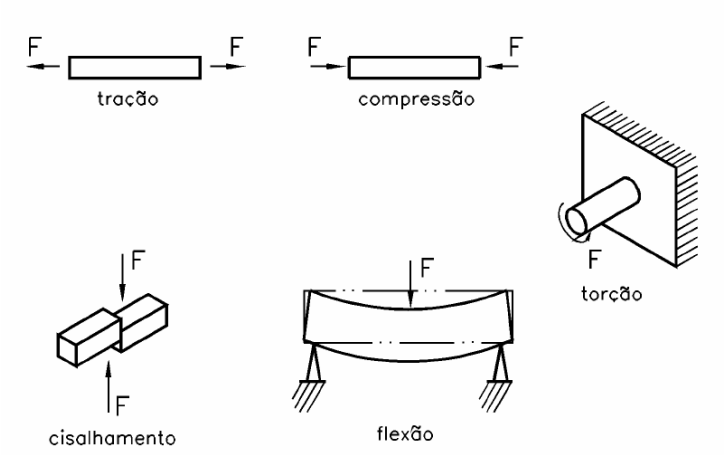


Figura 6.3 – Principais tipos de esforços que atuam em uma aeronave.

A estrutura de uma aeronave sofre diversos tipos de esforços durante sua operação, nesta seção do presente capítulo, são apresentados de maneira simples e objetiva os principais tipos de esforços atuantes e suas principais características. Os esforços solicitantes em uma estrutura são classificados basicamente de acordo com o tipo de carregamento e com o modo no qual a estrutura se deforma, para o projeto AeroDesign, os esforços mais importantes são: tração e compressão (esforços normais), cisalhamento, torção e flexão.

Cada um dos componentes da aeronave sofre um tipo característico de esforço que também podem aparecer de forma combinada, o correto dimensionamento estrutural dos componentes é essencial para se garantir a segurança da estrutura seguindo as normas regulamentadoras utilizadas na indústria aeronáutica. Basicamente os requisitos estruturais estão fundamentados na norma FAR part 23.

Para que o leitor se familiarize com os principais tipos de esforços atuantes nas estruturas mecânicas, é apresentado a seguir um breve resumo das características de cada um desses tipos de esforços, sendo que um estudo mais avançado pode ser encontrado em livros destinados ao estudo da resistência dos materiais.

Esforço de tração: ocorre quando forças normais estão presentes na estrutura e possui a tendência de aumentar o comprimento do componente causando deformação permanente ou ruptura do material.

Esforço de compressão: ocorre quando forças normais estão presentes na estrutura e possui a tendência de reduzir o comprimento do componente causando deformação permanente ou ruptura do material.

Esforço de cisalhamento: ocorre quando forças transversais estão presentes na estrutura e possui a tendência de cortar o componente causando ruptura do material.

Esforço de torção: ocorre quando momentos de torção (torque) estão presentes na estrutura e possui a tendência de torcer componente causando deformação permanente ou ruptura do material.

Esforço de flexão: ocorre quando transversais estão presentes na estrutura e possui a tendência provocar a flexão do componente causando deformação permanente ou ruptura do material.

Para efeito de cálculo estrutural de aeronaves, o dimensionamento é realizado pela aplicação dos fundamentos da resistência dos materiais, assim, no presente livro, serão apresentados apenas os conceitos e tipos de esforços atuantes nos componentes de uma aeronave bem como as técnicas de determinação desses esforços, porém a metodologia do cálculo estrutural não será apresentada, pois cada projeto possui características diferentes e portanto técnicas de solução de dimensionamento diferentes deverão ser aplicadas.

Dessa forma, aconselha-se ao leitor, que, uma vez determinados os esforços atuantes, que o dimensionamento estrutural seja realizado seguindo a formulação matemática e as teorias presentes nos livros de Resistência dos Materiais.

6.2.1 – Estrutura de uma aeronave de asa fixa

Os principais componentes de uma aeronave monomotora à hélice são mostrados na Figura 6.4 e os componentes estruturais de uma aeronave a jato na Figura 6.5.

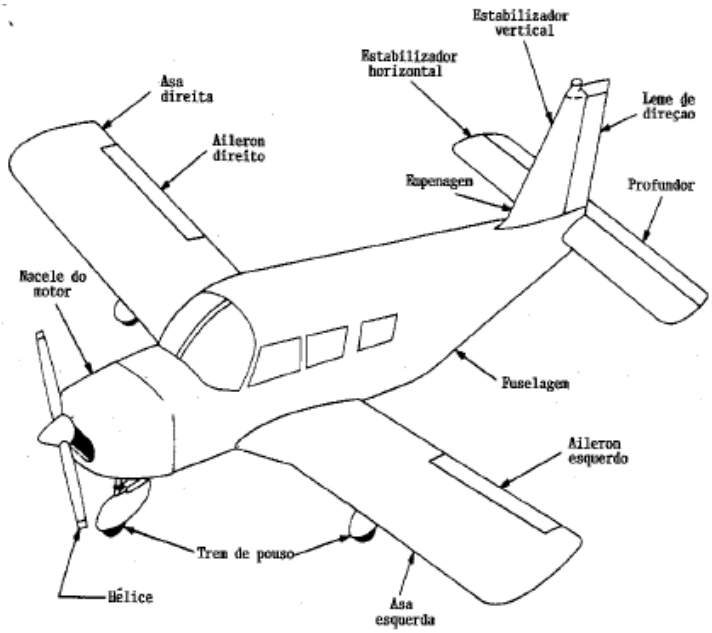


Figura 6.4 - Componentes estruturais de uma aeronave de pequeno porte.

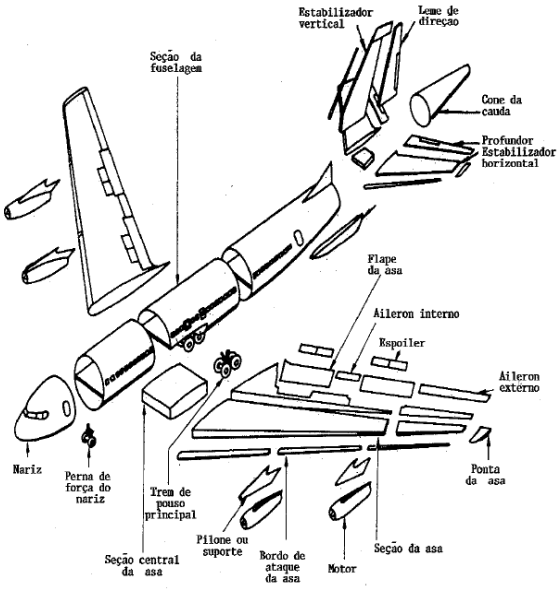


Figura 6.5 - Componentes estruturais típicos de uma aeronave a jato

Fuselagem: A fuselagem é a estrutura principal ou o corpo da aeronave. Ela provê espaço para a carga, controles, acessórios, passageiros e outros equipamentos. Em aeronaves monomotoras é a fuselagem que também abriga o motor.

Em aeronaves multi-motoras os motores podem estar embutidos na fuselagem, podem estar fixados à fuselagem ou suspensos pelas asas. Elas variam, principalmente em tamanho e arranjo dos diferentes compartimentos.

Há dois tipos gerais de construção de fuselagens, treliça e monocoque. O tipo treliça consiste de uma armação rígida feita de membros como vigas, montantes e barras que

resistem à deformação gerada pelas cargas aplicadas. A fuselagem tipo treliça é geralmente coberta por tela.

Tipo treliça: A fuselagem tipo treliça é geralmente construída de tubos, soldados de tal forma, que todos os membros da treliça possam suportar tanto cargas de tração como de compressão. Em algumas aeronaves, principalmente as mais leves, monomotoras, a treliça é construída de tubos de liga de alumínio e podem ser rebitados ou parafusados em uma peça, utilizando varetas sólidas ou tubos.

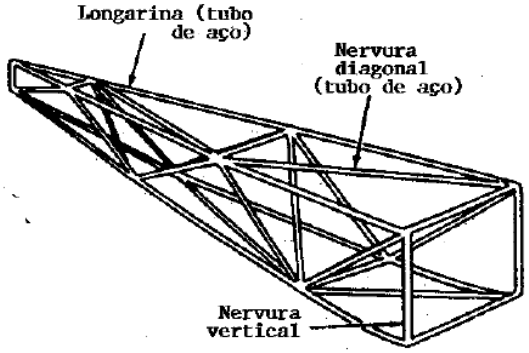


Figura 6.6 - Estrutura de fuselagem tipo treliça, de tubos soldados.

Tipo monocoque: A fuselagem tipo monocoque, baseia-se largamente na resistência do revestimento para suportar as tensões atuantes. O desenho pode ser dividido em 3 classes: (1) Monocoque, (2) semimonocoque, ou (3) revestimento reforçado. A verdadeira construção monocoque, lança mão de perfis, cavernas e paredes para dar formato à fuselagem, porém é o revestimento que suporta as tensões. Uma vez que não há esteios ou estais, o revestimento deve ser forte o bastante para manter a fuselagem rígida. Sendo assim, o maior problema envolvido na construção monocoque é manter uma resistência suficiente, mantendo o peso dentro de limites aceitáveis.

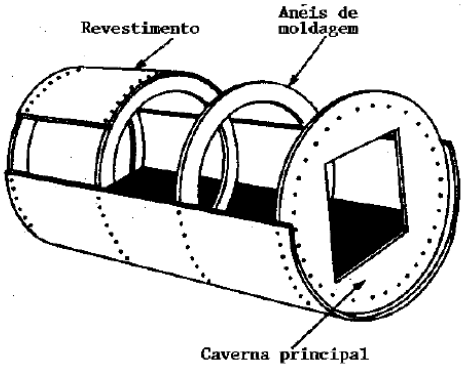


Figura 6.7 - Construção monocoque.

Para superar o problema resistência/peso da construção monocoque, uma modificação denominada semi-monocoque foi desenvolvida.

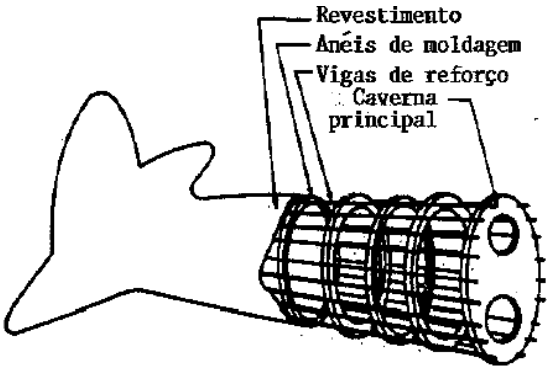


Figura 6.8 Construção semi-monocoque.

Em adição aos perfis, cavernas e paredes, a construção semi-monocoque possui membros longitudinais que reforçam o revestimento. A célula reforçada é revestida por uma estrutura completa de membros estruturais. Diferentes partes da mesma fuselagem podem pertencer a qualquer das três classes, porém a maioria das aeronaves é considerada semi-monocoque.

Tipo semi-monocoque: A fuselagem semi-monocoque é construída primariamente de ligas de alumínio e magnésio, apesar de se encontrar aço e titânio em áreas expostas a altas temperaturas. As cargas primárias de flexão são suportadas pelas longarinas, que geralmente se estendem através de diversos pontos de apoio.

As longarinas são suplementadas por outros membros longitudinais chamados de vigas de reforço. As vigas de reforço são mais numerosas e mais leves que as longarinas.

Os membros estruturais verticais são chamados de paredes, cavernas e falsas nervuras.

Os membros mais pesados estão localizados a intervalos, para suportar as cargas concentradas, e em pontos onde são usados encaixes para fixar outras unidades, tais como asas, motores e estabilizadores.

A Figura 6.9 mostra uma forma de desenho atual de semi-monocoque. As vigas de reforço são menores e mais leves que as longarinas e servem como preenchimentos.

Elas possuem alguma rigidez, mas são principalmente usadas para dar forma e para fixar o revestimento. As fortes e pesadas longarinas prendem as paredes e as falsas nervuras, e estas, por sua vez, prendem as vigas de reforço. Tudo isso junto forma a estrutura rígida da fuselagem.

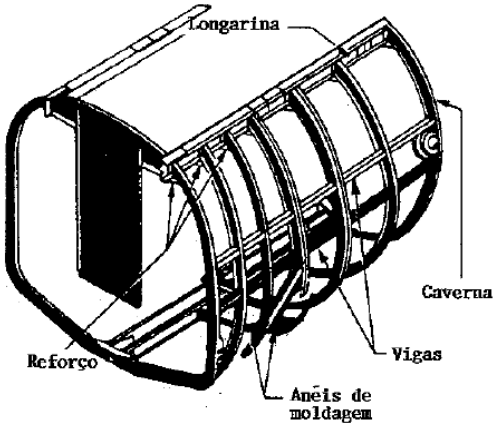


Figura 6.9- Membros estruturais da fuselagem.

Geralmente há pouca diferença entre alguns anéis, cavernas e falsas nervuras. Um fabricante pode chamar um esteio de falsa nervura, enquanto um outro pode chamar o mesmo tipo de esteio de anel ou caverna. As especificações e instruções do fabricante de um modelo específico de aeronave são os melhores guias.

As vigas de reforço e as longarinas evitam que a tração e a compressão flexionem a fuselagem. As vigas de reforço são geralmente peças interiças de liga de alumínio, e são fabricadas em diversos formatos por fundição, extrusão ou modelagem. As longarinas, tal como as vigas de reforço são feitas de liga de alumínio; contudo elas tanto podem ser ou não inteiriças.

Só os membros estruturais discutidos não conseguem dar resistência a uma fuselagem. Eles precisam primeiramente ser unidos através de placas de reforço, rebite, porcas e parafusos, ou parafusos de rosca soberba para metais. Os escoramentos entre as longarinas são geralmente chamados de membros da armação. Eles podem ser instalados na vertical ou na diagonal.

O revestimento metálico é rebitado às longarinas, paredes e outros membros estruturais, e suporta parte do esforço. A espessura do revestimento da fuselagem varia de acordo com o esforço a ser suportado e com as tensões de um local em particular.

Há inúmeras vantagens em se usar uma fuselagem semi-monocoque. As paredes, cavernas, vigas de reforço e longarinas facilitam o desenho e a construção de uma fuselagem aerodinâmica, e aumentam a resistência e rigidez da estrutura. A principal vantagem, contudo, reside no fato de que ela não depende de membros para resistência e rigidez. Isso significa que uma fuselagem semi-monocoque, devido a sua construção, pode suportar danos consideráveis e ainda ser forte o suficiente para se manter unida.

As fuselagens são geralmente construídas em duas ou mais seções. Em aeronaves pequenas, são geralmente feitas em duas ou três seções, enquanto em aeronaves maiores são feitas de diversas seções.

Um acesso rápido aos acessórios e outros equipamentos montados na fuselagem é dado através de numerosas portas de acesso, placas de inspeção, compartimentos de trens de pouso, e outras aberturas. Os diagramas de manutenção mostrando o arranjo do equipamento e localização das janelas de acesso são supridos pelo fabricante no manual de manutenção da aeronave.

Há diversos sistemas de numeração em uso para facilitar a localização de específicas cavernas de asa, paredes de fuselagem, ou quaisquer membros estruturais de uma aeronave.

A maioria dos fabricantes utiliza um sistema de marcação de estações; por exemplo, o nariz da aeronave pode ser designado estação zero, e todas as demais estações são localizadas a distâncias medidas em polegadas a partir da estação zero. Sendo assim, quando se lê em um esquema "Caverna de fuselagem na estação 137", essa caverna em particular pode ser localizada 137 polegadas atrás do nariz da aeronave.

Um diagrama de estações típico é apresentado na Figura 6.10. Para localizar as estruturas à direita ou esquerda da linha central de uma aeronave, muitos fabricantes consideram a linha central como sendo a estação zero para a localização à direita ou esquerda.

O sistema de numeração do fabricante aplicável e as designações abreviadas ou símbolos, devem sempre ser revisados antes de tentar localizar um membro estrutura.

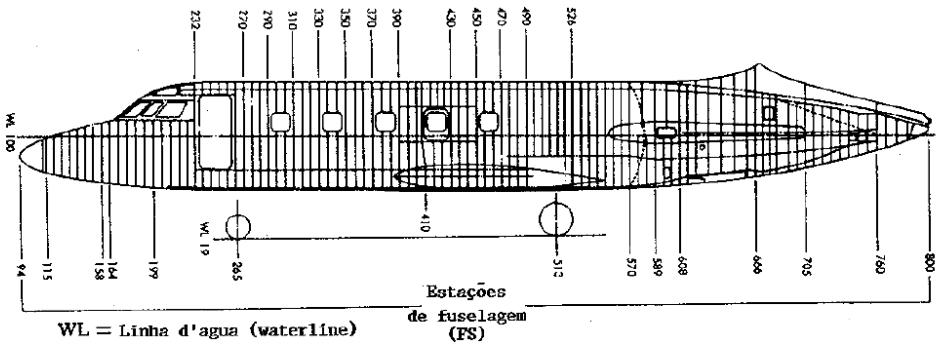


Figura 6.10 - Estações da fuselagem.

A lista a seguir inclui os modelos usados por muitos fabricantes.

(1) *Estação de fuselagem* (Fus. Sta. ou F.S.) - são numeradas em polegadas de um referencial ou ponto zero, conhecido como DATUM. O DATUM é um plano vertical imaginário no/ou próximo ao nariz do avião, a partir do qual todas as distâncias são medidas.

A distância até um determinado ponto é medida em polegadas paralelamente à linha central, que estende-se através da aeronave - do nariz até o centro do cone de cauda. Alguns fabricantes chamam a estação de fuselagem de estação de corpo (body station) abreviado B.S.

(2) *Linha de alheta* (Buttock line - B.L.) – é uma medida de largura à esquerda ou à direita da linha central e paralela à mesma.

(3) *Linha d'água* (Water line - W.L.) - é a medida de altura em polegadas, perpendicularmente a um plano horizontalmente a um plano horizontal localizado a uma determinada distância em polegadas abaixo do fundo da fuselagem da aeronave.

(4) *Estação de aíleron* (A.S.) - é medida de fora para dentro, paralelamente à lateral interna do aileron, perpendicularmente à longarina traseira da asa.

(5) *Estação de flape* (F.S.) - é medida perpendicularmente à longarina traseira da asa e paralelamente à lateral interna do flape, de fora para dentro.

(6) *Estação de nacele* (N.C. OU Nac. Sta.) – é medida tanto à frente como atrás da longarina dianteira da asa, perpendicularmente à linha d'água designada.

Além das estações listadas acima, usa-se ainda outras medidas, especialmente em aeronaves de grande porte. Ou seja, pode haver estações de estabilizador horizontal (H.S.S.), estações do estabilizador vertical (V.S.S.) ou estações de grupo motopropulsor (P.P.S.). Em todos os casos, a terminologia do fabricante e o sistema de localização de estações deve ser consultado antes de se tentar localizar um ponto em uma determinada aeronave.

Estrutura Alar: As asas de uma aeronave são superfícies desenhadas para produzir sustentação. O projeto particular para uma dada aeronave depende de uma série de fatores, tais como: tamanho, peso, aplicação da aeronave, velocidade desejada em vôo e no pouso, e razão de subida desejada. As asas de uma aeronave de asas fixas são chamadas de asa esquerda e asa direita, correspondendo à esquerda e à direita do piloto, quando sentado na cabine.

As asas da maioria das aeronaves atuais são do tipo cantilever; ou seja, elas são construídas sem nenhum tipo de escoramento externo. O revestimento faz parte da estrutura da asa e suporta parte das tensões da asa.

Outras asas de aeronaves possuem suportes externos (montantes, estais, etc.) para auxiliar no suporte da asa e das cargas aerodinâmicas e de pouso.

Tanto as ligas de alumínio como as de magnésio são utilizadas na construção de asas.

A estrutura interna consiste de longarinas e vigas de reforço no sentido da envergadura, e nervuras e falsas nervuras no sentido da corda (do bordo de ataque para o bordo de fuga). As longarinas são os membros estruturais principais da asa. O revestimento é preso aos membros internos e poderá suportar parte das tensões da asa.

Durante o vôo, cargas aplicadas, impostas à estrutura primária da asa atuam primariamente sobre o revestimento. Do revestimento elas são transmitidas para as nervuras, e das nervuras para as longarinas. As longarinas suportam toda a carga distribuída e também os pesos concentrados, tais como a fuselagem, o trem de pouso e; em aeronaves multimotoras, as naceles ou "pylons".

A asa, tal qual a fuselagem, pode ser construída em seções. Um tipo muito usado compõe-se de uma seção central com painéis externos e pontas de asa. Outro arranjo pode conter projeções da fuselagem, como partes integrantes da asa, ao invés da seção central.

As janelas de inspeção e portas de acesso são geralmente localizadas na superfície inferior da asa (intradorso). Há também drenos na superfície inferior, para escoar a umidade que se condensa ou os fluidos. Em algumas aeronaves há até locais onde se pode andar sobre a asa; em outras, há pontos para apoio de macacos sob as asas.

Diversos pontos nas asas são localizados através do número da estação. A estação de asa zero (W.S. 0.0) está localizada na linha central da fuselagem, e todas as estações de asa são medidas a partir daí, em direção às pontas, em polegadas.

Geralmente a construção de uma asa baseia-se em um dos 3 tipos fundamentais: (1) monolongarina, (2) multilongarina, ou (3) viga em caixa. Os diversos fabricantes podem adotar modificações desses tipos básicos.

A asa monologarina incorpora apenas um membro longitudinal principal em sua construção. As nervuras ou paredes suprem o contorno ou formato necessário ao aerofólio.

A asa multilongarina incorpora mais de um membro longitudinal principal em sua construção. Para dar contorno à asa, incluem-se geralmente nervuras e paredes.

A asa do tipo viga em caixa (caixa central) utiliza dois membros longitudinais principais com paredes de conexão para dar maior resistência e fazer o contorno de asa. Pode-se usar uma chapa corrugada entre as paredes e o revestimento externo liso para que possa suportar melhor as cargas de tração e compressão.

Em alguns casos, usam-se reforçadores pesados ao invés das chapas corrugadas. Às vezes usa-se uma combinação de chapas corrugadas na superfície superior, e reforçadores, na superfície inferior.

Configurações de asas: Dependendo das características de vôo desejadas, as asas serão construídas em diferentes formas e tamanhos. A Figura 6.11 mostra alguns dos tipos de bordos de ataque e de fuga. Além da configuração dos bordos de ataque e fuga, as asas são também desenhadas para prover certas características de vôo desejáveis, tais como grande sustentação, balanceamento ou estabilidade. A Figura 6.12 mostra alguns formatos comuns de fixação das asas na fuselagem.

A asa pode ser afilada, de forma que a corda nas pontas seja menor que na raiz da asa.

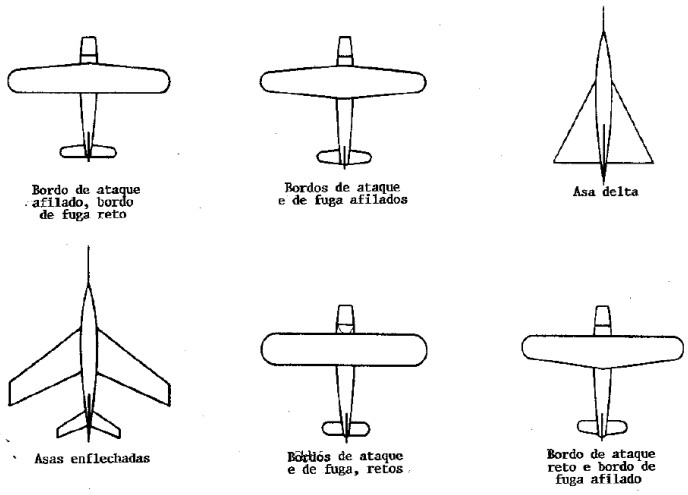


Figura 6.11 - Formatos típicos de bordos de ataque e de fuga de asas.

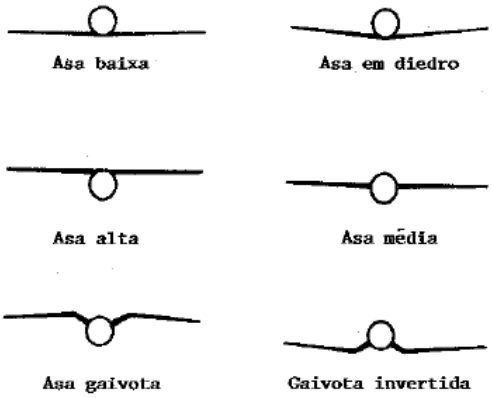


Figura 6.12 - Formatos comuns de asas.

Longarinas de asa: As principais partes estruturais de uma asa são as longarinas, as nervuras ou paredes, e as vigas de reforço ou reforçadores, como mostrado na Figura 6.13.

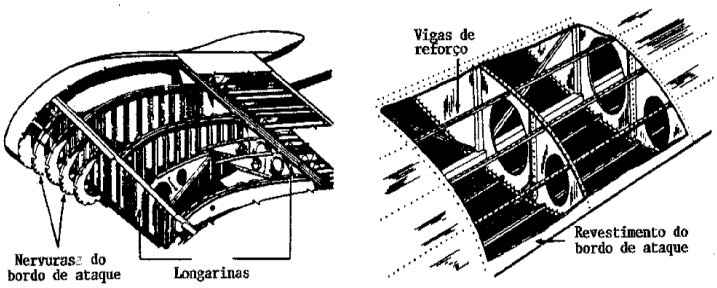


Figura 6.13 - Construção interna das asas.

As longarinas são os principais membros estruturais da asa. Elas correspondem às longarinas da fuselagem. Correm paralelamente ao eixo lateral, ou em direção às pontas da asa, e, são geralmente presas à fuselagem, através das ferragens da asa, de vigas ou de um sistema de armação metálica.

As longarinas de madeira podem ser classificadas geralmente em quatro tipos diferentes, de acordo com a configuração de sua seção transversal.

Como mostrado na Figura 6.14, elas podem ser parcialmente ocas, no formato de uma caixa, sólidas ou laminadas, retangulares, ou em forma de "I".

As longarinas podem ser feitas de madeira ou metal, dependendo do critério de desenho de uma determinada aeronave.

A maioria das aeronaves recentemente produzidas utiliza longarinas de alumínio sólido extrudado ou pequenas extrusões de alumínio rebitadas juntas para formar uma longarina.

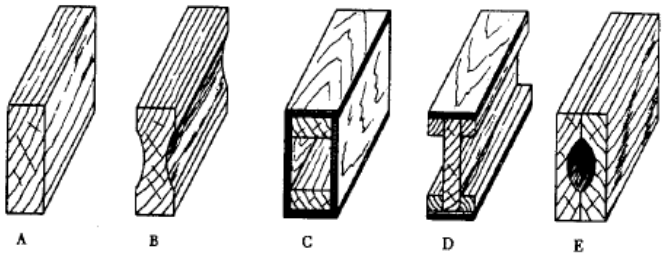


Figura 6.14 - Configuração das seções em corte de longarinas típicas de madeira.

A Figura 6.15 mostra as configurações de algumas longarinas metálicas. A maioria das longarinas metálicas são feitas de seções de liga de alumínio extrudado, com seções da armação de liga de alumínio, rebitadas a ela para dar maior resistência.

Apesar dos formatos mostrados serem os mais comuns, a configuração da longarina pode assumir muitas formas. Por exemplo, uma longarina pode ser feita a partir de uma placa ou de uma armação.

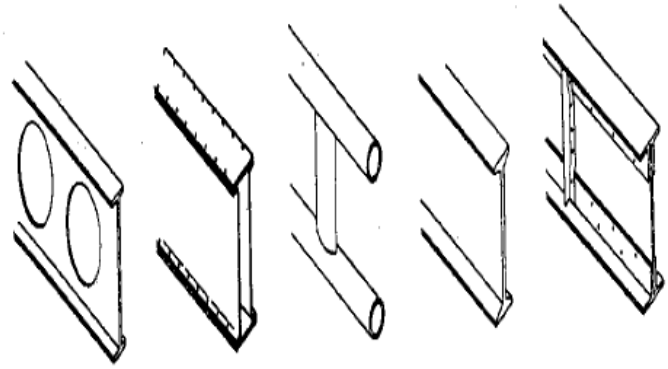


Figura 6.15 - Formatos de longarinas metálicas.

A placa de armação mostrada na Figura 6.16 consiste de uma placa sólida com reforçadores verticais que aumentam a resistência da armação. Algumas longarinas são construídas de forma diversa. Umas não possuem reforçadores, outras possuem furos flangeados para reduzir o peso. A Figura 6.27 mostra uma longarina de armação metálica, feita com uma cobertura superior, uma cobertura inferior e tubos de conexão vertical e diagonal.

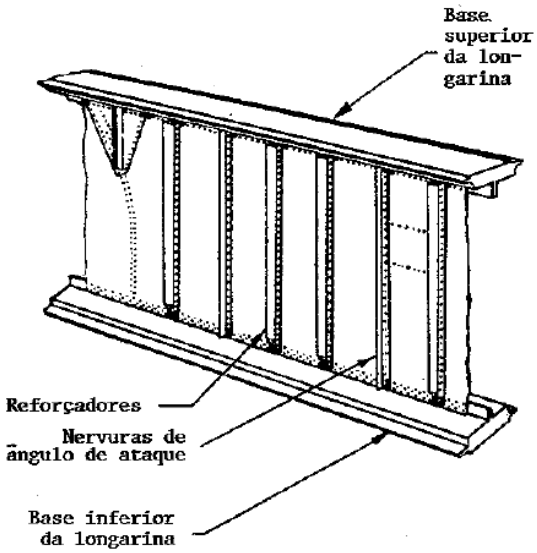


Figura 6.16 - Longarina com placa de armação (alma).

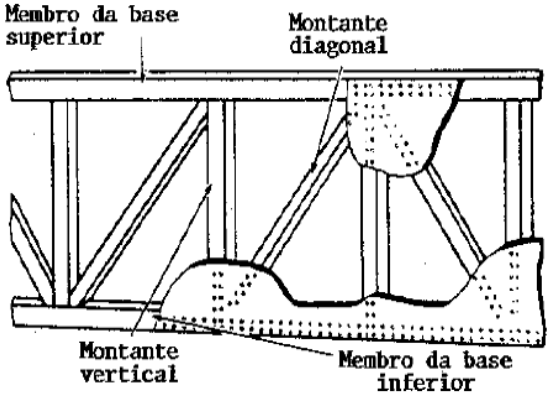


Figura 6.17 - Longarina de asa em treliça.

Uma estrutura pode ser desenhada de forma a ser considerada à prova de falha. Em outras palavras, se um dos membros de uma estrutura complexa falhar, algum outro membro assumirá sua carga.

Uma longarina construída à prova de falha é mostrada na Figura 6.18. Essa longarina é constituída de duas seções. A seção superior consiste de uma cobertura rebitada à placa de armação. A seção inferior é uma extensão simples, consistindo de uma chapa e uma armação.

Essas duas seções são unidas para formar a longarina. Se qualquer uma dessas seções falhar, a outra seção ainda consegue suportar a carga, a qual é o dispositivo à prova de falha.

Via de regra, uma asa possui duas longarinas. Uma delas é geralmente localizada próximo ao bordo de ataque da asa, e a outra fica normalmente a 2/3 da distância até o bordo de fuga. Qualquer que seja o tipo, a longarina é a parte mais importante da asa. Quando outros membros estruturais da asa são submetidos a carga, eles transferem a maioria da tensão resultante às longarinas da asa.

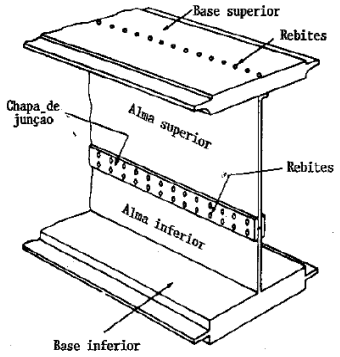


Figura 6.18 - Longarina de asa de construção a prova de falhas.

Nervuras da asa: Nervuras são membros estruturais que compõem a armação da asa. Elas geralmente estendem-se do bordo de ataque até a longarina traseira ou até o bordo de fuga.

São as nervuras que dão à asa sua curvatura e transmitem os esforços do revestimento e reforçadores para as longarinas. As nervuras são utilizadas também em ailerons, profundores, lemes e estabilizadores.

As nervuras são fabricadas em madeira ou metal. Tanto as metálicas como as de madeira são utilizadas com longarinas de madeira, enquanto apenas as nervuras de metal são usadas nas longarinas metálicas. A Figura 6.19 mostra algumas nervuras típicas geralmente confeccionadas em madeira ou alumínio.

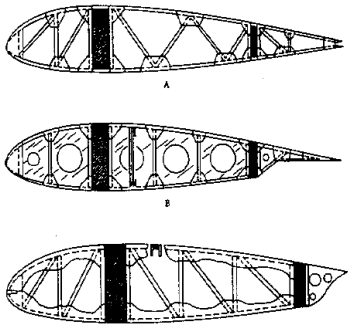


Figura 6.19 - Nervuras típicas de madeira.

Os tipos mais comuns de nervuras de madeira são a armação de compensado, a armação leve de compensado e o tipo treliça.

Desses três tipos, o tipo treliça é o mais eficiente, porém não tem a simplicidade dos outros tipos.

A nervura de asa mostrada na Figura 6.19A é do tipo treliça, com cantoneiras de compensado em ambos os lados da nervura e uma cobertura contínua ao redor de toda a nervura. Essas coberturas são geralmente feitas do mesmo material da nervura. Elas reforçam e fortalecem a nervura e fornecem uma superfície de fixação para o revestimento.

Uma nervura leve de compensado é mostrada na Figura 6.19B. Nesse tipo, a cobertura pode ser laminada, especialmente no bordo de ataque. A Figura 6.19C mostra uma nervura com uma cantoneira contínua, que dá um suporte extra a toda a nervura com um reduzido acréscimo de peso.

Uma cantoneira contínua reforça a cobertura da nervura. Ela ajuda a prevenir empenamentos e melhora a junção colada entre a nervura e o revestimento, pois pode-se

adicionar pequenos pregos, uma vez que esse tipo de nervura resiste melhor que as outras à utilização de pregos. A cantoneiras contínuas são mais fáceis de lidar que a grande quantidade de pequenas cantoneiras necessárias anteriormente.

A Figura 6.20 mostra a estrutura básica longarina/nervura, de uma asa de madeira, junto com outros membros estruturais.

Além das longarinas dianteira e traseira, a Figura 6.20 mostra uma longarina de aileron ou falsa longarina. Esse tipo de longarina estende-se por apenas uma parte da envergadura e dá suporte às dobradiças do aileron.

Vários tipos de nervuras estão também ilustrados na Figura 6.20. Em adição à nervura de asa; às vezes chamada de "nervura plana", ou mesmo "nervura principal", aparecem também nervuras dianteiras e nervuras traseiras. Uma nervura dianteira também é chamada falsa nervura, uma vez que ela geralmente estende-se de um bordo de ataque até a longarina dianteira ou um pouco além. As nervuras dianteiras dão ao bordo de ataque a curvatura e suporte.

A nervura de asa, ou nervura plana, estende-se desde o bordo de ataque da asa até a longarina traseira e, em alguns casos, até o bordo de fuga da asa. A nervura traseira é normalmente a seção mais tensionada, na raiz da asa, próxima ao ponto de fixação da asa à fuselagem.

Dependendo de sua localização e método de fixação, uma nervura traseira pode ser chamada de nervura parede ou de compressão, caso ela seja desenhada para absorver cargas de compressão que tendem a unir as longarinas da asa.

Uma vez que as nervuras têm pouca resistência lateral, elas são reforçadas em algumas asas através de fitas entrelaçadas acima e abaixo das seções da nervura para evitar movimento lateral.

Os estais de arrasto e de antiarrasto cruzam-se entre as longarinas para formar uma armação resistente às forças que atuam sobre a asa no sentido da corda da asa. Esses estais também são conhecidos como tirante ou haste de tensão. Os cabos projetados para resistir às forças para trás são conhecidos como estais de arrasto; os estais de antiarrasto resistem às forças para a frente, na direção da corda da asa.

Os encaixes de fixação da asa dão um meio de fixar a asa à fuselagem da aeronave. A ponta de asa é geralmente uma unidade removível, parafusada às extremidades do painel da asa. Uma das razões é a vulnerabilidade a danos, especialmente durante o manuseio no solo e no taxiamento.

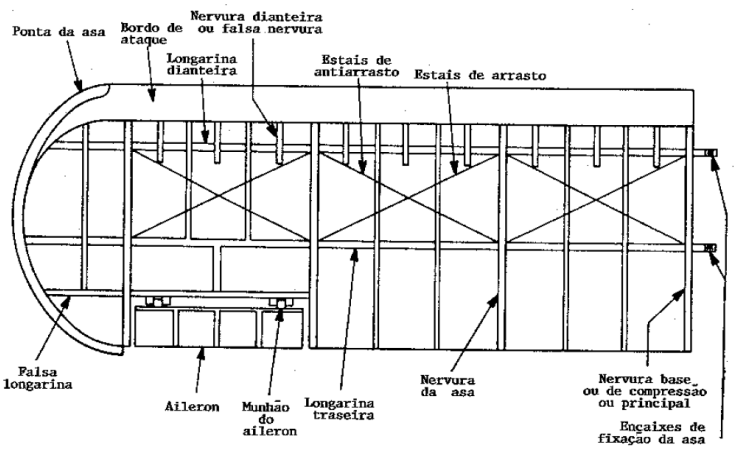


Figura 6.20 - Estrutura básica longarina/nervura de uma asa de madeira.

A Figura 6.21 mostra uma ponta de asa removível, de uma aeronave de grande porte. A ponta de asa é construída de liga de alumínio. Sua cobertura é fixada através de parafusos de cabeça escareada e, presa às longarinas em quatro pontos, por parafusos de 1/4 pol. O bordo de ataque da ponta de asa é aquecido pelo duto de antigelo. O ar quente é liberado através de uma saída na superfície superior da ponta de asa. As luzes de navegação são fixadas no centro da ponta de asa e geralmente não são avistadas diretamente da cabine de comando. Para verificar o funcionamento da luz de navegação, antigamente se usava uma vareta de lucite que levava a luz até o bordo de ataque; hoje em dia usa-se uma placa de acrílico transparente que se ilumina e é facilmente visualizada da cabine.

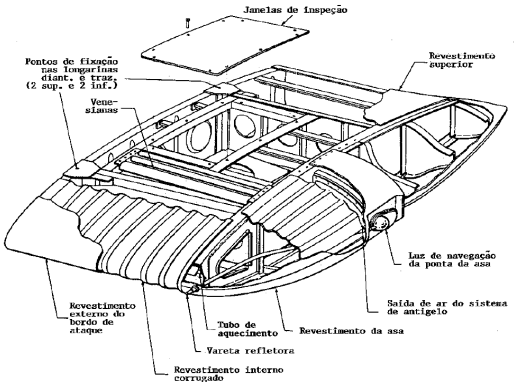


Figura 6.21 - Ponta removível de uma asa.

A Figura 6.22 ilustra uma vista da seção transversal de uma asa metálica cantilever. A asa é feita de longarinas, nervuras e revestimento superior e inferior. Com poucas exceções, as asas desse tipo são de revestimento trabalhante (o revestimento faz parte da estrutura da asa e suporta parte das tensões da asa).

Os revestimentos superior e inferior da asa são formados por diversas seções integralmente reforçadas. Esse tipo de construção permite a instalação de células de combustível de borracha ou pode ser selado para suportar o combustível sem as células ou tanques usuais. Esse tipo de asa com tanque integral é conhecida como "asa- molhada", e é a mais utilizada nos modernos aviões.

Uma asa que utiliza uma longarina em caixa é mostrada na Figura 6.23. Esse tipo de construção não apenas aumenta a resistência e reduz o peso, mas também possibilita a asa servir como tanque de combustível quando adequadamente selada.

Tanto os materiais formados por sanduíche de colmeia de alumínio, como os de colméia de fibra de vidro, são comumente usados na construção de superfícies de asa e de estabilizadores, paredes, pisos, superfícies de comando e compensadores.

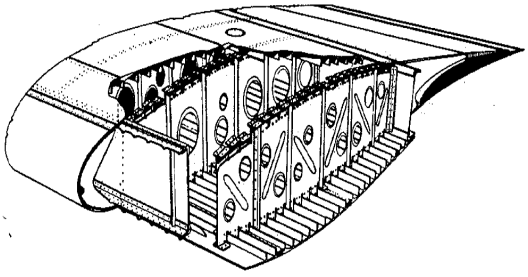


Figura 6.22 - Asa metálica com revestimento reforçado.

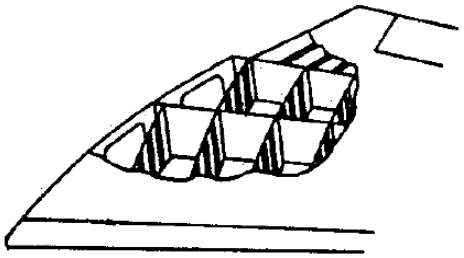


Figura 6.23 - Asa com longarina em caixa.

O sanduíche (honeycomb) de alumínio é feito de um núcleo de colmeia de folha de alumínio, colada entre duas chapas de alumínio.

O sanduíche de fibra de vidro consiste de um núcleo de colméia colado entre camadas.

Na construção de estruturas de aeronaves de grande porte, e também em algumas aeronaves de pequeno porte, a estrutura em sanduíche utiliza tanto o alumínio como materiais plásticos reforçados. Os painéis de colmeia são geralmente núcleos celulares leves colocados entre dois finos revestimentos tais como o alumínio, madeira ou plástico.

O material de colmeia para aeronaves é fabricado em diversos formatos, mas geralmente tem espessura constante ou afilada. Um exemplo de cada um é mostrado na Figura 6.24. A Figura 6.25 mostra uma vista da superfície superior de uma aeronave de grande porte de transporte a jato. Os vários painéis fabricados em colmeia são mostrados pelas áreas hachuradas.

Um outro tipo de construção é apresentado na Figura 6.26. Neste caso a estrutura em sanduíche do bordo de ataque da asa é colada à longarina metálica. Nessa figura também aparece o painel de degelo integralmente colado.

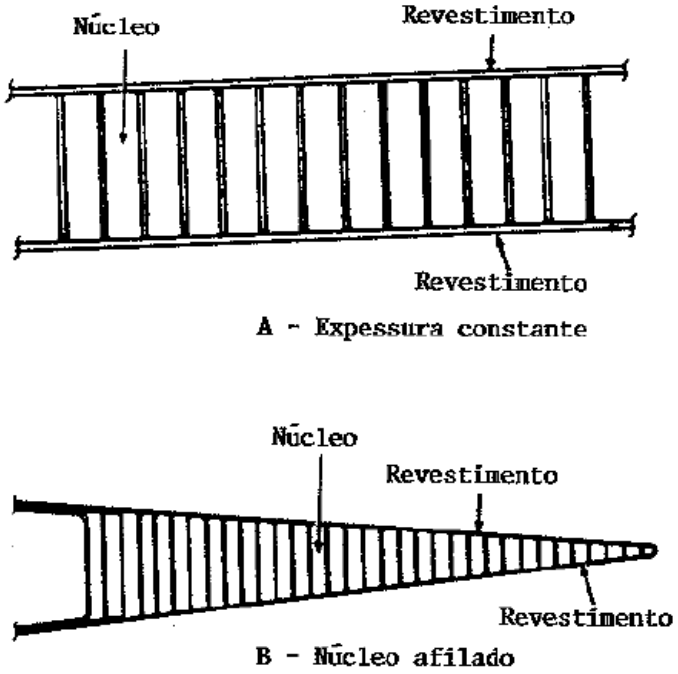


Figura 6.24 - Seções de colméia de espessura constante e afilada.

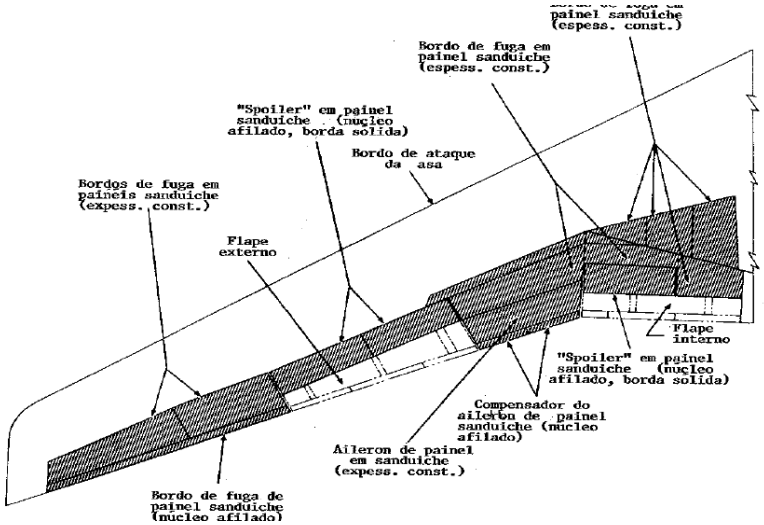


Figura 6.25 - Construção em colméia da asa de uma grande aeronave a jato.

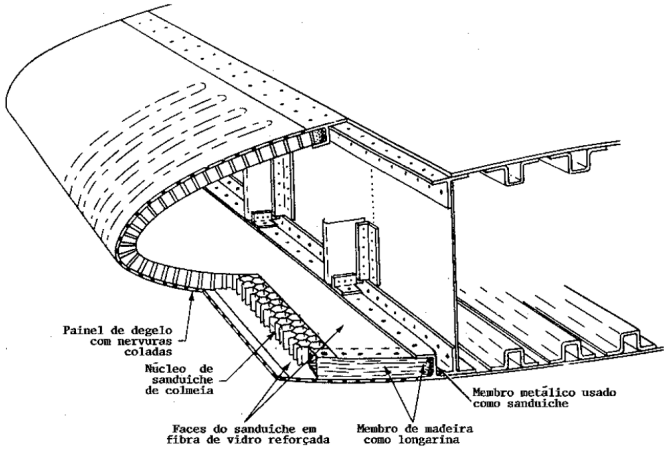


Figura 6.26 - Bordo de ataque com estrutura em sanduíche colada na longarina.

Naceles: As naceles ou casulos são compartimentos aerodinâmicos usados em aeronaves multimotoras com o fim primário de alojar os motores.

Possuem formato arredondado ou esférico e geralmente estão localizados abaixo, acima ou no bordo de ataque da asa.

No caso de um monomotor, o motor é geralmente montado no nariz da aeronave, e a nacele é uma extensão da fuselagem.

Uma nacele de motor consiste de revestimento, carenagens, membros estruturais, uma parede de fogo e os montantes do motor. O revestimento e as carenagens cobrem o exterior da nacele. Ambos são geralmente feitos de folha de liga de alumínio, aço inoxidável, magnésio ou titânio. Qualquer que seja o material usado, o revestimento é geralmente fixado através de rebites ao berço do motor.

A armação geralmente consiste de membros estruturais semelhantes aos da fuselagem. Ela contém membros que se estendem no sentido do comprimento, tais como as longarinas e reforçadores, e membros que se estendem no sentido da largura e verticalmente, tais como as paredes, cavernas e falsas nervuras.

Uma nacele também contém uma parede de fogo que separa o compartimento do motor do resto da aeronave. Essa parede é normalmente feita em chapa de aço inoxidável, ou em algumas aeronaves de titânio.

Um outro membro da nacele são os montantes, ou berço do motor. O berço é geralmente preso à parede-de-fogo, e o motor é fixado ao berço por parafusos, porcas e amortecedores de borracha que absorvem as vibrações.

A Figura 6.27 mostra exemplos de um berço semi-monocoque e um berço de tubos de aço usado em motores convencionais.

Os berços são projetados para suprir certas condições de instalação, tais, como a localização e o método de fixação do berço e as características do motor que ele deverá suportar.

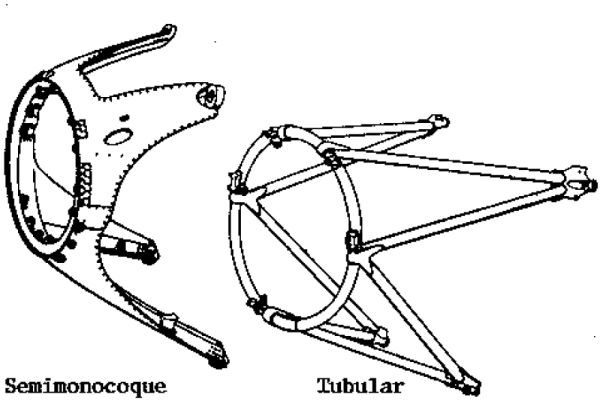


Figura 6.27 - Berços de motor semi-monocoque e de tubos de aço soldados.

Um berço é geralmente construído como uma unidade que pode ser rapidamente e facilmente separada do resto da aeronave.

Os berços são geralmente fabricados em tubos soldados de aço cromo/molibdênio, e fusões de cromo / níquel / molibdênio são usadas para os encaixes expostos a altas tensões.

Para reduzir a resistência ao avanço em vôo, o trem de pouso da maioria das aeronaves ligeiras ou de grande porte é retrátil (movido para o interior de naceles aerodinâmicas). A parte da aeronave que aloja o trem de pouso é chamada nacele do trem.

Carenagens: O termo carenagem geralmente aplica-se à cobertura removível daquelas áreas onde se requer acesso regularmente, tais como motores, seções de acessórios e áreas de berço ou da parede de fogo.

A Figura 6.28 mostra uma vista explodida das partes que compõem a carenagem de um motor a pistões opostos horizontalmente, utilizado em aeronaves leves. Alguns motores convencionais de grande porte são alojados em carenagem tipo "gomos-de-laranja" Figura 6.29. Os painéis de carenagem são presos à parede de fogo por montantes que também servem como dobradiças quando a carenagem é aberta.

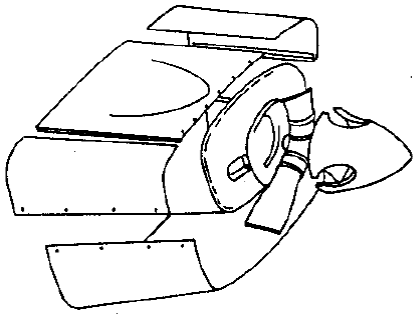


Figura 6.28 - Carenagem para motor de cilindros horizontais opostos.

Os montantes da carenagem inferior são presos às dobradiças por pinos que travam automaticamente no lugar, mas podem ser removidos por um simples puxão de um anel. Os painéis laterais são mantidos abertos por pequenas hastes; o painel superior é mantido aberto por uma haste maior, e o painel inferior é seguro na posição "aberto" através de um cabo e uma mola.

Todos os 4 painéis são travados na posição "fechado" por lingüetas de travamento, que são presas fechadas através de travas de segurança com mola. As carenagens são geralmente construídas em liga de alumínio; contudo, geralmente usa-se aço inoxidável no revestimento interno traseiro da seção de potência, para flapes de arrefecimento e próximo às aberturas dos flapes de arrefecimento, e também para dutos de refrigeração de óleo.

Nas instalações de motores a jato, as carenagens são desenhadas de forma bem alinhada com o fluxo de ar sobre os motores para protegê-los contra danos. O sistema completo de carenagens inclui uma carenagem de nariz, carenagens superior e inferior com dobradiças removíveis e um painel de carenagem fixo. Um arranjo típico de carenagem superior e inferior com dobradiça é mostrado na Figura 6.30.

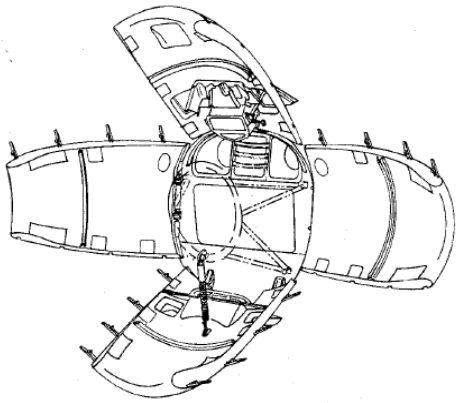


Figura 6.29 - Carenagem de motor na posição aberta (tipo “casca de laranja”).

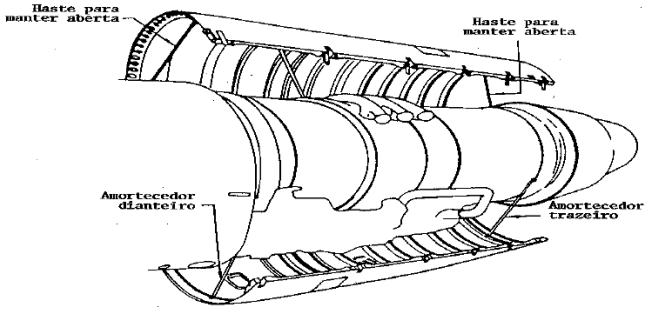


Figura 6.30 Carenagem de motor a jato com dobradiça lateral.

Empenagem: A empenagem é também conhecida como seção de cauda, e na maioria das aeronaves consiste de um cone de cauda, superfícies fixas e superfícies móveis.

O cone de cauda serve para fechar e dar um acabamento aerodinâmico a maioria das fuselagens.

O cone é formado por membros estruturais Figura 6.31, como os da fuselagem; contudo sua construção é geralmente mais leve, uma vez que recebe menor tensão que a fuselagem. Outros componentes de uma típica empenagem são mais pesados que o cone de cauda. São eles, as superfícies fixas que estabilizam a aeronave e as superfícies móveis que ajudam a direcionar o vôo da aeronave. As superfícies fixas são o estabilizador horizontal e o estabilizador vertical. As superfícies móveis são o leme e os profundores. A Figura 6.32 mostra como as superfícies verticais são construídas, utilizando longarinas, nervuras, reforçadores e revestimento da mesma maneira que na asa.

A tensão em uma empenagem também é suportada como em uma asa. As cargas de flexão, torção e cisalhamento, atuantes, passam de um membro estrutural para o outro.

Cada membro absorve parte da tensão e passa o restante para os outros membros. A sobrecarga de tensão eventualmente alcança as longarinas, que transmitem-na à estrutura da fuselagem.

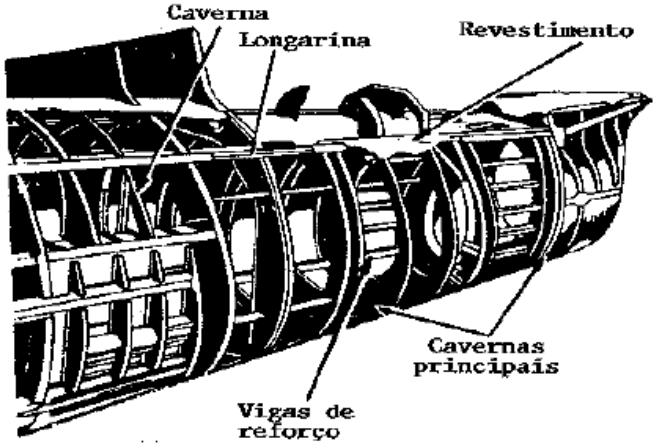


Figura 6.31 - A fuselagem termina em um cone traseiro.

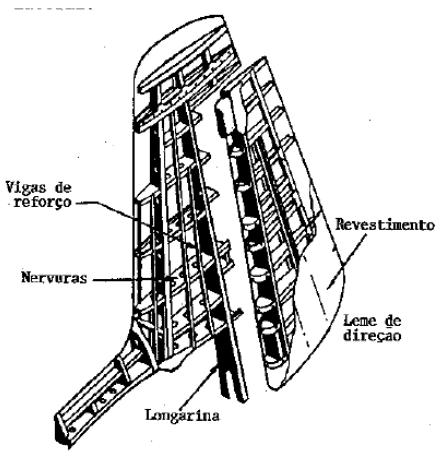


Figura 6.32 - Características de construção do estabilizador vertical e do leme de direção.

Superfícies de controle de vôo: O controle direcional de uma aeronave de asa fixa ocorre ao redor dos eixos lateral, longitudinal e vertical, através das superfícies de controle de vôo. Esses dispositivos de controle são presos a dobradiças ou superfícies móveis, através das quais a atitude de uma aeronave é controlada durante decolagens, vôos e nos pousos. Elas geralmente são divididas em dois grandes grupos: as superfícies primárias ou principais e as superfícies auxiliares.

O grupo primário de superfícies de controle de vôo consiste de ailerons, profundores e lemes. Os ailerons são instalados no bordo de fuga das asas. Os profundores são instalados no bordo de fuga do estabilizador horizontal.

O leme é instalado no bordo de fuga do estabilizador vertical. As superfícies primárias de controle são semelhantes em construção e variam em tamanho, forma e método de fixação.

Quanto à construção, as superfícies de controle são semelhantes às asas, totalmente metálicas. Elas são geralmente construídas em liga de alumínio, com uma única longarina ou tubo de torque. As nervuras são presas à longarina nos bordos de fuga e ataque, e são unidas por uma tira de metal. As nervuras, em muitos casos, são feitas de chapas planas. Raramente são sólidas e, geralmente são estampadas no metal, com furos para reduzir o seu peso.

As superfícies de controle de algumas aeronaves antigas são recobertas de tela. Contudo, todas as aeronaves a jato possuem superfícies metálicas devido à maior necessidade de resistência. As superfícies de controle previamente descritas podem ser consideradas convencionais, porém em algumas aeronaves, uma superfície de controle pode ter um duplo propósito. Por exemplo, um conjunto de comandos de vôo, os elevons, combinam as funções dos ailerons e dos profundores. Os flaperons são ailerons que também agem como flapes.

Uma seção horizontal de cauda móvel é uma superfície de controle que atua tanto como estabilizador horizontal quanto como profundor. O grupo das superfícies de comando secundárias ou auxiliares consiste de superfícies como os compensadores, painéis de balanceamento, servo-compensadores, flapes, “spoilers” e dispositivos de bordo de ataque.

Seu propósito é o de reduzir a força requerida para atuar os controles primários, fazer pequenas compensações e balancear a aeronave em vôo, reduzir a velocidade de pouso ou encurtar a corrida de pouso, e mudar a velocidade da aeronave em vôo. Eles geralmente estão fixados, ou encaixados nos comandos primários de vôo.

Ailerons: Os ailerons são as superfícies primárias de controle em vôo que fazem parte da área total da asa. Eles se movem em um arco preestabelecido e são geralmente fixados por

dobradiça à longarina do aileron ou à longarina traseira da asa. Os ailerons são operados por um movimento lateral do manche, ou pelo movimento de rotação do volante.

Numa configuração convencional, um aileron é articulado ao bordo de fuga de cada uma das asas. A Figura 6.33 mostra o formato e a localização dos ailerons típicos aplicados em aeronaves de pequeno porte, nos diversos tipos de ponta de asa.

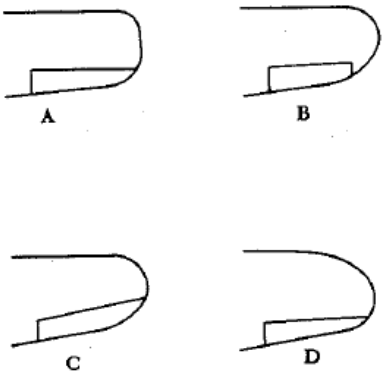


Figura 6.33 - Localização do aileron nos diversos tipos de ponta de asa.

Os ailerons são interconectados no sistema de controle de forma que se movam simultaneamente em direções opostas. Quando um aileron move-se para aumentar a sustentação naquele lado da fuselagem, o aileron do lado oposto da fuselagem move-se para cima, para reduzir a sustentação em seu lado. Essas ações opostas resultam na maior produção de sustentação em um dos lados da fuselagem que no outro, resultando em um movimento controlado de rolamento devido a forças aerodinâmicas desiguais nas asas.

Uma vista lateral de uma nervura metálica típica de um aileron é mostrada na Figura 6.34. O ponto de articulação desse tipo de aileron é atrás do bordo de ataque para melhorar a resposta sensitiva ao movimento dos controles. Os braços de atuação presos à longarina do aileron são alavancas às quais são ligados os cabos de comando.

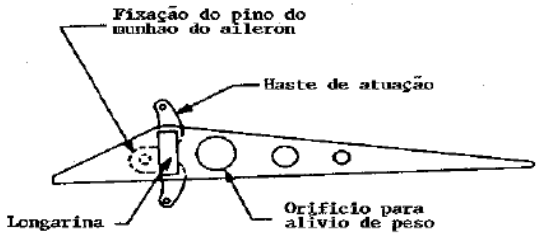


Figura 6.34 - Vista da nervura final do aileron.

As aeronaves de grande porte usam geralmente ailerons completamente metálicos, exceto quanto ao bordo de fuga, que pode ser de fibra de vidro, articulados à longarina traseira da asa em pelo menos quatro pontos. A Figura 6.35 mostra diversos exemplos de instalações de aileron.

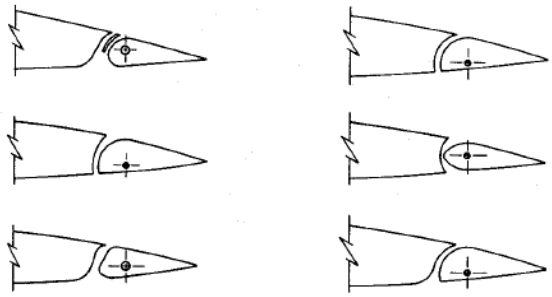


Figura 6.35 - Diversas localizações da articulação dos ailerons.

Todas as superfícies de comando de grandes aeronaves a jato são mostradas na Figura 6.36. Como ilustrado, cada asa possui dois ailerons, um montado na posição convencional na parte externa do bordo de fuga da asa, e outro conectado ao bordo de fuga da asa na seção central.

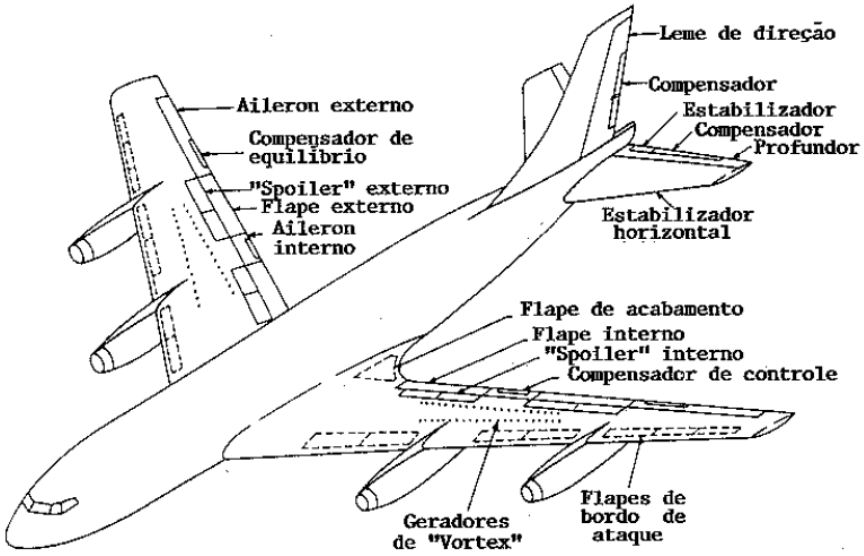


Figura 6.36 - Superfícies de controle de uma grande aeronave a jato.

O complexo sistema de controle lateral das grandes aeronaves a jato é muito mais sofisticado que o tipo usado em aeronaves leves.

Durante o vôo a baixa velocidade todas as superfícies de controle lateral operam para gerar estabilidade máxima. Isso inclui os quatro ailerons, flapes e “spoilers”.

No vôo a alta velocidade, os flapes são recolhidos e os ailerons externos são travados na posição neutra.

A maior parte da área do revestimento dos ailerons internos é constituída de painéis de colméia de alumínio. As bordas expostas da colmeia são cobertas com selante e com o acabamento protetor.

O bordo de ataque se afila e se estende à frente da linha de articulação do aileron. Cada aileron interno é posicionado entre os flapes internos e externos, no bordo de fuga da asa. Os suportes da articulação do aileron estendem-se para trás, e são fixados aos olhais de articulação do aileron para suportá-los.

Os ailerons externos consistem de uma longarina de nariz e de nervuras, recobertas com painéis de colmeia de alumínio. Uma dobradiça contínua presa à borda dianteira do nariz é encaixada de forma a coincidir com a bainha de um selo de tecido.

Os ailerons externos estão localizados no bordo de ataque da seção externa da asa. Os suportes da dobradiça estendem-se a partir da parte traseira da asa e são fixados à dobradiça do aileron, para suportá-lo. O nariz do aileron estende-se para uma câmara de balanceamento na asa e é fixado aos painéis de balanceamento. Os painéis de balanceamento do aileron Figura 6.37 reduzem a força necessária para posicionar e manter os ailerons em uma determinada posição. Os painéis de balanceamento podem ser feitos de revestimento em colmeia de alumínio com estrutura de alumínio, ou com revestimento de alumínio e reforçadores. A abertura entre o bordo de ataque do aileron e a estrutura da asa, gera um fluxo de ar controlado, necessário ao funcionamento dos painéis de balanceamento.

Selos fixos aos painéis controlam a fuga do ar. A força do ar que atua nos painéis de balanceamento dependerá da posição do aileron. Quando os ailerons são movidos durante o vôo, cria-se uma pressão diferencial sobre os painéis de balanceamento. Essa pressão diferencial age nos painéis de balanceamento, numa direção que ajuda o movimento do aileron. Toda a força dos painéis de balanceamento não é requerida para pequenos ângulos de movimento dos ailerons, visto que o esforço necessário para girar os controles é pequeno.

Uma sangria de ar controlada é progressivamente reduzida à medida que o ângulo de atuação dos ailerons é reduzido. Essa ação aumenta a pressão diferencial de ar sobre os painéis de balanceamento à medida que os ailerons se afastam da posição neutra. A carga crescente nos painéis de balanceamento contraria a carga crescente nos ailerons.

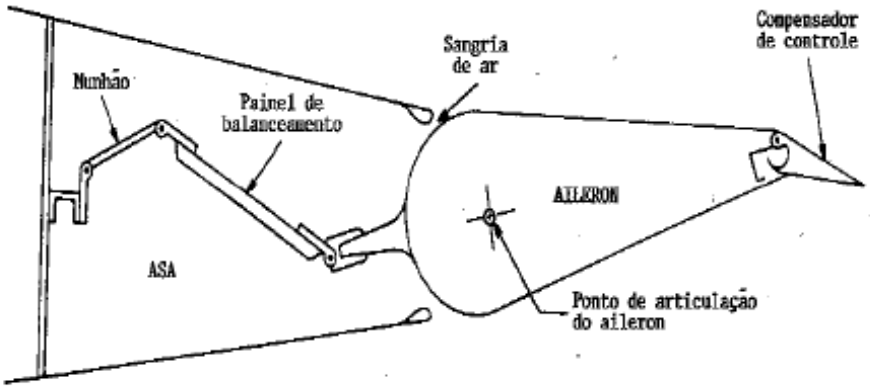


Figura 6.37 - Balanceamento do aileron.

Superfícies auxiliares das asas: Os ailerons são as superfícies primárias de vôo das asas. As superfícies auxiliares incluem os flapes de bordo de fuga, os flapes de bordo de ataque, os freios de velocidade, os “spoilers” e os “slats” de bordo de ataque. O número e o tipo de superfícies auxiliares em uma aeronave variam muito, dependendo do tipo e tamanho da aeronave.

Os flapes de asa são usados para dar uma sustentação extra à aeronave. Eles reduzem a velocidade de pouso, encurtando assim a distância de pouso, para facilitar o pouso em áreas pequenas ou obstruídas, pois permite que o ângulo de planeio seja aumentado sem aumentar muito a velocidade de aproximação.

Além disso, o uso dos flapes durante a decolagem reduz a corrida de decolagem. A maioria dos flapes são conectados às partes mais baixas do bordo de fuga da asa, entre os

ailerons e a fuselagem. Os flapes de bordo de ataque também são usados, principalmente em grandes aeronaves que voam a alta velocidade.

Quando eles estão recolhidos, eles se encaixam nas asas e servem como parte do bordo de fuga da asa. Quando eles estão baixados ou estendidos, pivoteiam nos pontos de articulação e formam um ângulo de aproximadamente 45º ou 50º com a corda aerodinâmica da asa. Isso aumenta o arqueamento da asa e muda o fluxo de ar gerando maior sustentação.

Alguns tipos comuns de flapes são mostrados na Figura 6.38.

O flape simples forma o bordo de fuga da asa quando recolhido. Ele possui tanto a superfície superior como a inferior do bordo de fuga da asa.

O flape vertical simples fica normalmente alinhado com o arqueamento inferior da asa. Ele assemelha-se ao flape simples, exceto pelo fato de que o arqueamento superior da asa estende-se até o bordo de fuga do flape e não se move. Geralmente esse tipo de flape não passa de uma chapa de metal presa por uma grande dobradiça. As aeronaves que requerem uma área alar extra para ajudar na sustentação, geralmente utilizam flapes deslizantes ou "Fowler".

Esse sistema, tal como no flape ventral, guarda o flape alinhado com o arqueamento inferior da asa. Mas ao invés do flape simplesmente cair preso por um ponto de articulação, seu bordo de ataque é empurrado para trás por parafusos sem-fim.

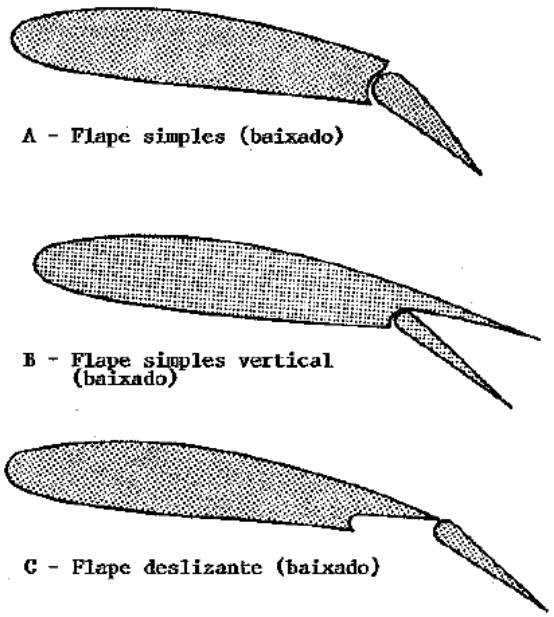


Figura 6.38 - Flapes das asas.

Essa atuação provoca um efeito normal do flape e, ao mesmo tempo, aumenta a área alar. A Figura 6.39 mostra um exemplo de flape deslizante, com três fendas, usado em algumas aeronaves de grande porte a jato. Esse tipo gera grande sustentação, tanto na decolagem como no pouso. Cada flape consiste de um flape dianteiro, um flape central e um traseiro. O comprimento da corda de cada flape se expande à medida que este é estendido, aumentando em muito a sua área. As fendas entre os flapes evitam o descolamento do fluxo de ar sobre a área.

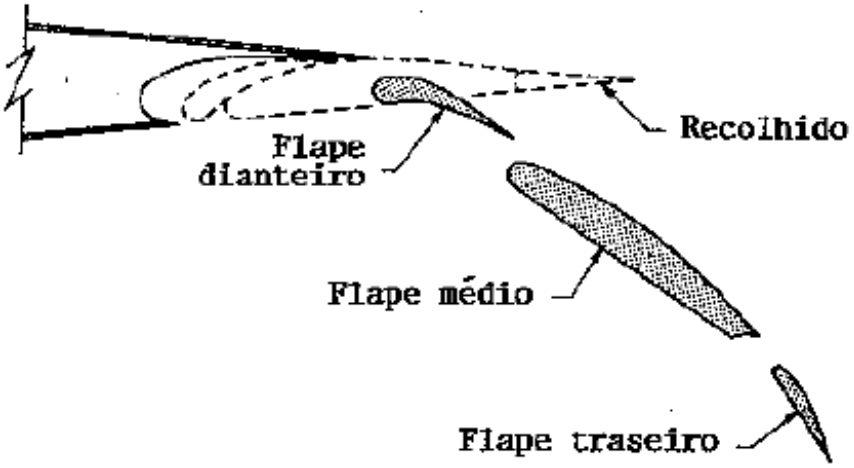


Figura 6.39 - Flape deslizante com três fendas.

O flape de bordo de ataque Figura 6.40 é semelhante em operação ao flape simples; ou seja, ele é articulado pelo lado inferior, e quando atuado, o bordo de ataque da asa estende-se para baixo para aumentar o arqueamento da asa. Os flapes de bordo de ataque são utilizados em conjunto com outros tipos.

Figura 6.40 - Seção em corte de um flape de bordo de ataque.

A Figura 6.41 mostra a localização dos flapes de bordo de ataque em uma aeronave multimotora de grande porte a jato. Os três flapes do tipo "KRUGER" estão instalados em cada uma das asas. Eles são peças de magnésio fundidas e torneadas com nervuras e reforçadores integrais. A armação de magnésio fundido de cada um é o principal componente estrutural, e consiste de uma seção reta oca, chamada de tubo de torque que estende-se a partir da seção reta na extremidade dianteira. Cada flape de bordo de ataque possui três dobradiças tipo cotovelo (pescoço-deganso), presas a encaixes na parte fixa do bordo de ataque da asa, e há também uma carenagem para as articulações instalada no bordo de fuga de cada flape. A Figura 6.41 mostra um típico flape de bordo de ataque, recolhido com uma representação da posição estendida.

Os freios de velocidade, algumas vezes chamados flapes de mergulho, ou freios de mergulho servem para reduzir a velocidade de uma aeronave em vôo.

Esses freios são usados durante descidas íngremes ou durante a aproximação da pista para o pouso. Eles são fabricados em diferentes formas, e sua localização depende do desenho da aeronave e da finalidade dos freios.

Os painéis do freio podem localizar-se em certas partes da fuselagem ou sobre a superfície das asas.

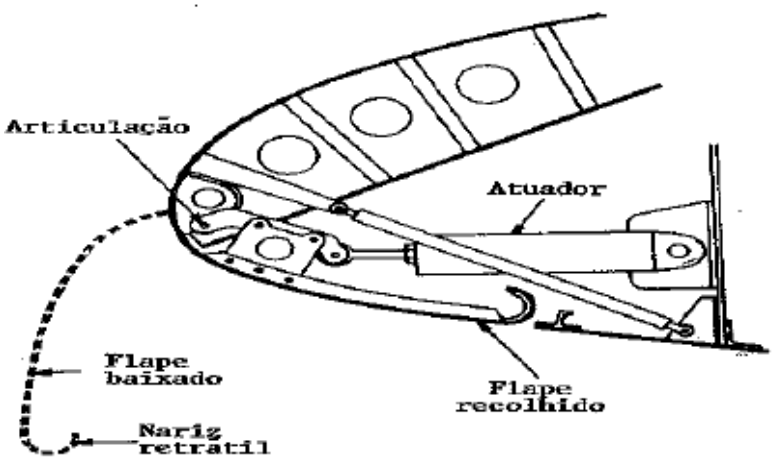


Figura 6.41 - Flape de bordo de ataque.

.

Na fuselagem eles são pequenos painéis que podem ser estendidos no fluxo de ar suave para gerar turbulência e arrasto. Nas asas, os freios podem ser canais de múltiplas seções que se estendem sobre e sob a superfície das asas para romper o fluxo suave do ar.

Geralmente os freios de velocidade são controlados por interruptores elétricos e atuados por pressão hidráulica.

Outro tipo de freio aerodinâmico é uma combinação de "spoiler" e freio de velocidade. Uma combinação típica consiste de "spoilers" localizados na superfície superior das asas à frente dos ailerons. Quando o operador quer operar tanto os freios de velocidade como os "spoilers", ele pode diminuir a velocidade de vôo e também manter o controle lateral. Os "spoilers" são superfícies auxiliares de controle de vôo, montados na superfície superior de cada asa, e operam em conjunto com os ailerons, no controle lateral.

A maioria dos sistemas de "spoilers" também pode ser estendido simetricamente para servir como freio de velocidade. Outros sistemas contêm "spoilers" de vôo e de solo separadamente.

A maioria dos "spoilers" consiste de estruturas de colmeia coladas em um revestimento de alumínio.

São fixados às asas através de encaixes articulados que são colados aos painéis de "spoiler".

Compensadores: Um dos mais simples e importantes dispositivos auxiliadores do piloto de uma aeronave é o compensador montado nas superfícies de comando. Apesar do compensador não tomar o lugar da superfície de comando, ele é fixado a uma superfície de controle móvel e facilita seu movimento ou o seu balanceamento.

Todas as aeronaves, com exceção de algumas muito leves, são equipadas com compensadores que podem ser operados da cabine de comando.

Os compensadores de algumas aeronaves são ajustáveis apenas no solo. A Figura 6.42 mostra a localização de um típico compensador de leme.

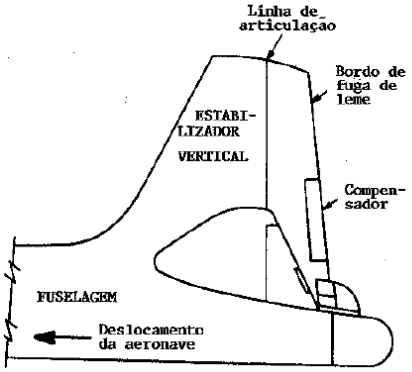


Figura 6.42 - Localização típica do compensador de controle do leme de direção.

Trem de Pouso: O trem de pouso é o conjunto que suporta o peso da aeronave no solo e durante o pouso. Ele possui amortecedores para absorver os impactos do pouso e do táxi. Através de um mecanismo de retração, o trem de pouso fixa-se à estrutura da aeronave e permite ao trem estender e retrair. A arranjo do trem de pouso geralmente tem uma roda de bequilha ou de nariz. Os arranjos com trem de nariz geralmente são equipados com controle direcional, e possuem algum tipo de proteção na cauda, como um patim ou um amortecedor de impacto (bumper).

Através de rodas e pneus (ou esquis), o trem de pouso forma um apoio estável com o solo durante o pouso e o táxi. Os freios instalados no trem de pouso permitem que a aeronave seja desacelerada ou parada durante a movimentação no solo.

Revestimento e carenagens: Quem dá o acabamento liso à aeronave é o revestimento. Ele cobre a fuselagem, as asas, a empenagem, as naceles e os compartimentos.

O material geralmente usado no revestimento de aeronaves é a chapa de liga de alumínio, com tratamento anti-corrosivo. Em quantidade limitada usa-se também o magnésio e o aço inoxidável. As espessuras dos revestimentos de uma unidade estrutural podem variar, dependendo da carga e dos estresses impostos dentro e através de toda a estrutura.

Para suavizar o fluxo de ar sobre os ângulos formados pelas asas e outras unidades estruturais com a fuselagem, utilizam-se painéis estampados ou arredondados. Estes painéis ou revestimentos são chamados de carenagens. As carenagens são muitas vezes chamadas de acabamento.

Algumas carenagens são removíveis para dar acesso aos componentes da aeronave, enquanto outras são rebitadas à estrutura da aeronave.

Portas e janelas de acesso e inspeção: As portas de acesso permitem a entrada ou saída normal ou em emergência em uma aeronave. Elas também dão acesso aos pontos de lubrificação, abastecimento e dreno da aeronave.

As janelas de inspeção dão acesso a partes particulares de uma aeronave durante sua inspeção ou manutenção. Podem ser presas por dobradiças ou totalmente romovíveis. Elas são mantidas na posição fechada através de garras e travas, parafusos, dispositivos de soltura rápida ou presilhas. As janelas de acesso removíveis geralmente possuem um número que também é pintado no compartimento que ela fecha; outras têm impresso o nome do compartimento respectivo.

6.3 – Cargas nas Aeronaves

Em qualquer projeto de engenharia, a disposição ("*layout*") e dimensionamento ("*sizing*") da estrutura são processos iterativos. Este processo implica que haja uma fase de

síntese que estabeleça um conjunto de detalhes, antes que a análise estrutural possa ser empreendida. A fase da síntese confia na experiência do projetista conjuntamente com o uso de equações simples. Existem programas complexos de análise que contém toda experiência passada, mas mesmo assim é importante ter uma visão da maneira como a estrutura reage e transmite cargas. Esta seção do presente capítulo analisa as considerações preliminares do projeto estrutural de um avião e sugere as técnicas que podem ser usadas para começar o processo do projeto.

A estrutura de um avião deve ser projetada de modo que satisfaça um certo número de exigências conflituosas. O problema fundamental é conseguir um peso baixo com um custo de produção aceitável, e ao mesmo tempo assegurar, resistência ("*Strength*"), rigidez ("*Stiffness*") e fFuncionalidade ("*Serviceability*")

Cada uma destas três características da estrutura é dependente do tempo e é afetada pelos danos causados e pela deterioração em serviço e também na repetição das cargas aplicadas. O projetista deve assegurar a integridade da estrutura face à fadiga e à corrosão.

Estes efeitos devem ser considerados no inicio do projeto da estrutura de modo a assegurar de que as áreas de problemas potenciais sejam evitadas e os membros estruturais críticos, que garantem a segurança de vôo, possam ser prontamente inspecionados em serviço.

Grande parte do projeto e da análise de uma estrutura procura assegurar que as exigências em termos de resistência sejam satisfeitas inicialmente e durante toda a vida do avião.

As exigências para a fuselagem especificam condições de carregamento baseadas em experiência passada nas condições de:

a) Manobra simétrica do vôo e casos de turbulência do ar.
b) Casos de vôo assimétrico.
c) Cargas que se manifestam enquanto o avião está em contato com o solo.
d) Casos suplementares para assegurar situações específicas ou componentes da fuselagem.

As exigências permitem que o valor do carregamento possa ser avaliado em termos de uma condição limite, que é a aplicação mais severa encontrada para uma dada probabilidade. Esta exigência do limite é suplementada por uma indicação da freqüência de ocorrência das circunstâncias onde o valor de carregamento é mais baixo do que o máximo, a fim permitir que a avaliação a fadiga possa ser empreendida.

Dois fatores são geralmente aplicados as condições limite:

a) Fator de prova, frequentemente 1, que deve se assegurar de que não haja nenhuma deformação permanente inaceitável após a aplicação das condições de limite.
b) Fator final, que é eficazmente um fator de segurança. Na maioria de casos é 1,5 embora haja uma tendência para que seja reduzido no avião militar. Com o fator final pretende-se cobrir incertezas nas cargas e nas propriedades do material.

Tensão: O processo de cálculo de tensões consiste em relacionar as cargas aplicadas às propriedades e às dimensões materiais dos membros estruturais. O resultado é indicado por um fator de segurança, que é a relação da força potencial do componente dado com o carregamento aplicado na condição real.

Rigidez: A rigidez total de uma estrutura deve ser a suficiente de modo a assegurar que, durante a operação do avião, nenhumas das distorções que possam ocorrer excedam um valor aceitável. Há algumas situações simples tal como a rigidez do chão da cabine, outras situações podem ser mais complicados como a rigidez à torção da asa. A maioria dos efeitos da rigidez são resultantes da interação da estrutura com o escoamento exterior (aerodinâmica), chamado efeito de aeroelasticidade. Os efeitos de aeroelasticidade podem ser divididos em duas categorias:

a) Distorções gradualmente crescentes provocadas por um aumento da carga até á criação de uma situação inaceitável. A rigidez estrutural e a aerodinâmica são os únicos parâmetros envolvidos.
b) Condições dinâmicas, onde a inércia e o amortecimento da fuselagem e o escoamento de ar interagem com a rigidez de maneira a causar efeitos dinâmicos inaceitáveis, vibrações geralmente divergentes.

Do ponto da vista do projeto estrutural a consideração principal em ambos os casos é a rigidez. Geralmente o amortecimento estrutural é pequeno e não pode ser controlado pelo projetista. A inércia e o amortecimento da fuselagem podem ser importantes, em especial quando grandes massas concentradas são fixadas em superfícies sustentadoras.

Critério de Rigidez: No passado os critérios de rigidez foram usados para estabelecer características de aeroelasticidade satisfatórias para uma fuselagem. Estas equações relativamente simples caíram pela maior parte em desuso devido a duas boas razões:
a) É difícil produzir uma equação simples que cubra adequadamente todos os aspectos críticos de um componente da fuselagem sem usar um grande fator de segurança (para prever todas as contingências) sendo por isso inaceitável.
b) O desenvolvimento de sofisticadas técnicas de análise permitiu que as condições de aeroelasticidade pudessem ser estabelecidas mais exatamente e eficientemente em termos do peso da fuselagem.

Muitos critérios de rigidez estão relacionados com a rigidez de torção de superfícies sustentadoras. Esta é a principal característica estrutural que determina a mudança do ângulo de ataque local quando a carga é aplicada. O ângulo de ataque afeta diretamente o valor da carga. Quando uma superfície sustentadora tem uma flecha positiva, a sua distorção devido à flexão torna-se também importante.

Funcionalidade: Do ponto da vista da disposição estrutural de toda a fuselagem, a consideração mais importante da funcionalidade, é aquela que se levanta devido aos efeitos da fadiga.

Essencialmente há duas maneiras de assegurar que a estrutura continua a reter a força adequada durante a sua vida:
a) Conceito seguro da vida, onde o cálculo e teste são usados para demonstrar que nenhuma falha ocorrerá sob um espectro crítico do carregamento dentro de uma vida especificada para um dado componente. Assegurá-la a uma probabilidade suficientemente remota da falha, é necessário aplicar na prática um grande fator de segurança.
b) O conceito Tolerância ao Dano (“Damage Tolerance”), onde há uma ênfase no projeto:
- Provisão de um número de trajetos para reagir a uma condição de carregamento dada, de modo que as alternativas estejam disponíveis no evento de uma falha.
- A análise de fratura mecânica, para predizer a taxa de crescimento de toda a fissura, com a incorporação de limitadores de fratura (crack stoppers) para atrasar o progresso de fissuração.
- A facilidade da inspeção para permitir que fissuras possam ser encontradas e a estrutura reparada muito tempo antes que uma situação crítica esteja alcançada.

6.3.1 - Tipos de Cargas nas Aeronaves

Uma aeronave é projetada para suportar basicamente dois tipos de cargas.

a) Cargas no solo: São encontradas pela aeronave durante seu deslocamento no solo, (taxiamento, decolagem e pouso).

b) Cargas em vôo: São atuantes na aeronave durante as manobras de vôo, rajadas de vento, etc.

As duas classes de cargas citadas podem ser divididas em:

a) Cargas de superfície: Atuam sobre a superfície da estrutura.

b) Forças de corpo: Atuam sobre o volume da estrutura e são geradas pela gravidade e por efeitos de inércia.

Cargas aerodinâmicas de superfície: Durante um vôo quer seja em condições nivelada, de manobras ou devido a uma rajada de vento, a estrutura de uma aeronave está sujeita as cargas aerodinâmicas devido as diferenças de pressão encontradas nas diversas partes do avião. A distribuição de pressão sobre a superfície da aeronave provoca esforços de cisalhamento, tração, compressão, torção e flexão em todos os pontos da estrutura. A partir do conhecimento desses esforços, o projetista pode dimensionar a estrutura completa da aeronave utilizando-se os fundamentos da resistência dos materiais através de uma solução analítica ou numérica nas principais partes da aeronave.

Com a exceção de determinadas condições de carregamento de solo, um avião é efetivamente um corpo livre no espaço. Assim, deve-se considerar os seus seis graus de liberdade. Portanto é necessário incluir todas as forças e momentos tais como forças de corte e diagramas de momentos fletores. O procedimento para a determinação das cargas atuantes em uma aeronave consiste em:

a) Análise do carregamento tal como o exigido nos manuais do projeto e a sua influência no movimento do avião.

b) Avaliar as conseqüentes cargas aerodinâmicas, por exemplo, na estrutura asa - corpo ou da cauda.

c) Calcular as acelerações de translação e rotação, usando os momentos de inércia totais.

d) Distribuir as cargas aerodinâmicas e os efeitos locais da inércia pela fuselagem.

e) Integrar as cargas através da fuselagem para obter forças de corte, e integrar uma segunda vez para obter os momentos de flexão e de torção. A integração deve sempre começar nas extremidades do avião e terminar no centro de gravidade.

O processo pode ser aplicado aos componentes completos do avião tais como a asa e a fuselagem, ou às partes menores tais como superfícies de controle, hiper-sustentadores ou carenagens dos motores, mas em todos os casos as forças e os momentos devem estar em total equilíbrio.

Antes que a seleção final das dimensões dos membros estruturais em aeronave seja efetuada, todas as condições de cargas aplicadas na estrutura têm de ser conhecidas. As condições de carga são aquelas encontradas quer em vôo quer em terra. Uma vez que é impossível investigar todas as condições de carga que uma aeronave pode encontrar no seu

tempo de vida, é normal selecionar aquelas que serão críticas para cada membro estrutural do avião. Estas condições são normalmente determinadas a partir de uma vasta investigação e experiência.

Apesar do cálculo dos carregamentos aplicados nas aeronaves ser a principal responsabilidade de um grupo especial denominado por *grupo de cargas* no mundo da engenharia, um conhecimento geral das cargas nas aeronaves é essencial para os analistas de tensões.

Toda a aeronave é projetada para cumprir missões específicas de uma forma segura. Isto resulta numa vasta gama de veículos que se distinguem pela dimensão, configuração e desempenho. Aviões de transporte comercial são desenhados especificamente para o transporte de passageiros e carga de um aeroporto para outro. Estes tipos de aviões nunca estão sujeitos a manobras violentas. Por outro lado, aviões militares como caças e bombardeiros têm que resistir a manobras mais severas.

As condições de projeto são normalmente determinadas a partir da máxima aceleração que o corpo humano pode resistir já que o piloto perde a consciência antes de se atingir o fator de carga que causará falha estrutural no avião.

Para garantir segurança, integridade estrutural, e confiabilidade das aeronaves tendo em conta a otimização do projeto, as agências governamentais, civis e militares, estabeleceram especificações e requisitos de acordo com a amplitude das cargas a serem usadas no projeto estrutural das várias aeronaves.

As *cargas limites* usadas pelas agências civis, ou *cargas aplicadas* pelas militares são as cargas máximas a que o avião poderá estar sujeito ao longo de toda a sua vida útil. *Cargas máximas* ou *cargas de projeto* são as cargas limites multiplicadas por um fator de segurança (FS)

Geralmente, este fator varia de 1,25 para mísseis a 1,5 para estruturas de aviões e é usado em praticamente todo o projeto devido ao elevado número de incertezas e aproximações tais como:

1 - Simplificações e aproximações efetuadas nas análises teóricas;

2 - Variações nas propriedades do material e no controle de qualidade;

3 - Manobras de emergência que podem partir do piloto, resultando em cargas no veículo que podem ser maiores que as cargas limites especificadas.

As *cargas limites* e as *cargas de projeto* são muitas vezes definidas especificando certos valores de fatores de carga. O fator *limite de carga* é um fator pelo qual os carregamentos básicos em uma aeronave são multiplicados de modo a obter as *cargas limites*.

Do mesmo modo, o *fator de carga de projeto* é um fator pelo qual os carregamentos básicos são multiplicados para obter as *cargas de projeto*; por outras palavras, é o produto do fator limite de carga pelo fator de segurança.

Projetar uma estrutura aeronáutica requer uma atenção especial do engenheiro ou projetista, pois este tipo de componente pode apresentar solicitações complexas e pouco comuns quando comparado a outras estruturas mais simples. Por isso são exigidas normas de segurança rígidas e extensas neste tipo de aplicação.

A norma seguida é a norma americana FAR-23 (**Federal Aviation Regulations - Part 23**) aplicada mundialmente para o projeto de aviões e regida pela FAA (**Federal Aviation Administration**), agência reguladora americana.

Os principais tipos de cargas atuantes em uma aeronave são as seguintes:

Cargas atuantes nas asas.

Cargas atuantes na fuselagem.

Cargas atuantes no trem de pouso.

Cargas atuantes na empenagem.

Cargas atuantes nos componentes de fixação da aeronave.

Determinação das cargas no solo e das cargas dinâmicas de vôo.

Para todos os componentes citados, a magnitude das cargas deve ser determinada com a modelagem física (estática ou dinâmica) dos componentes.

A análise estrutural somente é possível com a determinação de todas as cargas (forças e tipo de esforço) atuantes na aeronave.

O projeto AeroDesign é muito diversificado quanto a análise de cargas e estruturas, pois cada equipe possui características que diferem muito em seus aviões, portanto, o material aqui apresentado serve apenas como referência e sugestão de alguns princípios que podem ser aplicados para a determinação dos esforços atuantes na aeronave.

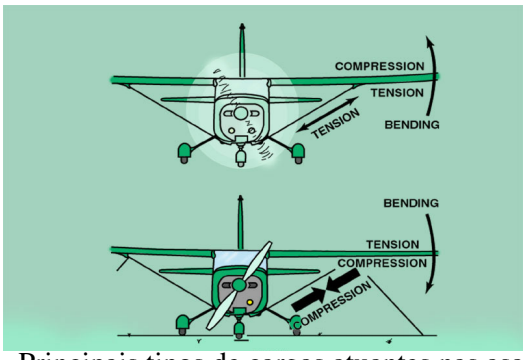


Figura 6.43 – Principais tipos de cargas atuantes nas asas de uma aeronave.

Figura 6.44 – Principais tipos de cargas atuantes em uma aeronave completa.

6.3.2 - Cargas Atuantes nas Asas

A asa pode ser vista como o exemplo típico de uma superfície sustentadora. A estrutura de uma asa deve incluir os seguintes papéis:

a) Para transmitir a força de sustentação da asa para a fuselagem, onde está acoplada, de maneira a equilibrar as forças da inércia. Isto requer uma estrutura continua ao longo da envergadura da asa: viga longitudinal (“ spanwise beam”).

b) Para suportar as cargas ao longo da corda e cargas das superfícies de controle e transferi-las à estrutura principal. Isto tem que ser feito por uma série de vigas ao longo da corda (nervuras), que reagem à torção e forças de corte verticais ao longo de toda a envergadura da asa.

c) Para transmitir cargas da inércia de componentes tais como as componentes motrizes, componentes do trem de aterragem e da própria asa à fuselagem.

d) Para reagir a cargas devido ao trem de aterragem.

e) Para fornecer tanques de combustível.

f) Para fornecer a rigidez de torção adequada à asa de modo a satisfazer a exigências de aeroelasticidade.

g) Para suportar cargas aerodinâmicas e de propulsão no plano da asa.

h) Para reagir possivelmente cargas pontuais (motores, bombas etc.).

Além às considerações acima, os hiper-sustentadores e as superfícies de controle provocam cargas adicionais, devido aos dispositivos de atuação.

As Figuras 6.45, 6.46 e 6.47 mostram a distribuição de sustentação ao longo da envergadura de uma asa. Esse carregamento pode ser determinado de uma série de maneiras diferentes, para a competição AeroDesign uma metodologia que pode ser empregada com bons resultados é a aplicação da aproximação de Schrenk comentada no capítulo 2 do volume 1 do presente livro.

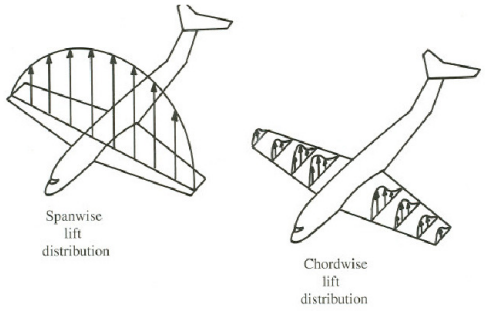


Figura 6.45 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa.

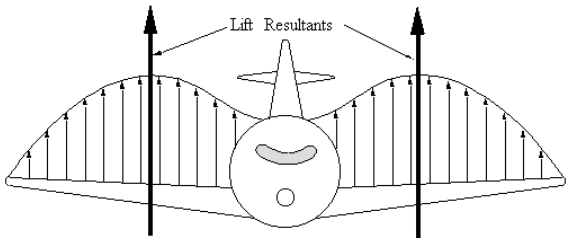
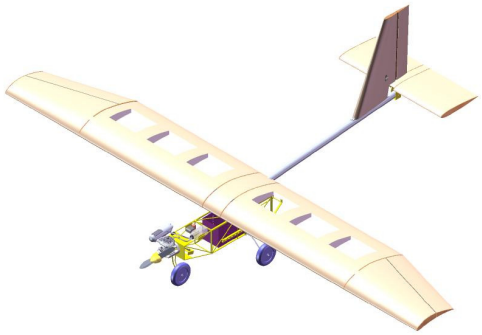


Figura 6.46 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa – vista frontal.



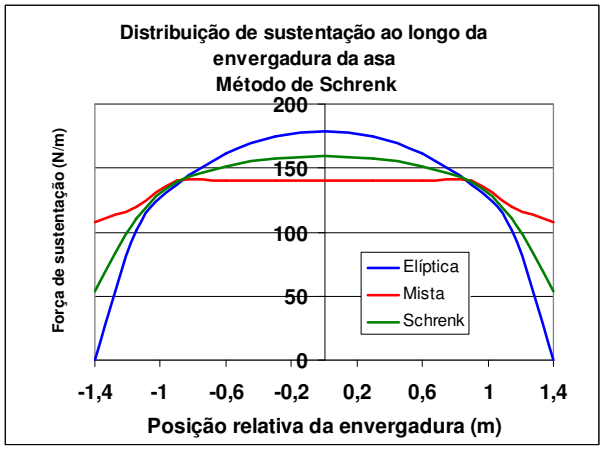


Figura 6.47 – Aplicação em uma aeronave destinada ao Aerodesign.

As principais cargas a serem determinadas para o dimensionamento estrutural de uma asa são as seguintes:

Carregamento estático e dinâmico.

Tração no intradorso.

Compressão no extradorso.

Flexão na estrutura.

Torção na Estrutura.

Uma vez determinados esses esforços, uma metodologia que pode ser aplicada para o dimensionamento estrutural da asa de uma aeronave destinada a participar da competição AeroDesign é a seguinte: definir a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa, desenhar os diagramas de esforço cortante e momento fletor e então realizar uma simulação numérica ou cálculo analítico para o dimensionamento estrutural da asa.

Como já foi comentado, a estrutura principal da asa é constituída por uma viga (longarina, "*spar*") ao longo da sua envergadura com a capacidade de resistir tanto a momentos fletores como torsores como também a cargas pontuais.

Podem existir vários tipos de estruturas consoante com os carregamentos, geometria e tempo de vida útil necessário. A maioria tem como base a utilização de nervuras verticais("*ribs*") e de um revestimento formando uma estrutura com forma de caixa. No entanto pode haver exceções quando a intensidade é baixa. A longarina ao longo da envergadura deve ser continua desde a raiz da asa até a ponta se possível.

Em estrutura baseada em longarinas concentradas ("*mass booms*") que suportam a maior parte dos esforços, o revestimento é mantido por nervuras e só suporta tensões de corte e uma "caixa" é formada entre a longarina frontal e traseira ou como um bordo de ataque com a forma de um "D" utilizando apenas a longarina frontal. Esta distribuição tem vantagens em estruturas com carregamentos leves de maneira a que a longarina possa ser colocada na secção do perfil aerodinâmico onde a espessura é maior. Este método de longarinas concentradas permite que se desenvolvam grandes tensões nos extremos superiores e inferiores da longarina onde existe uma resistência máxima, mas causa um problema significativo porque o revestimento deve ser mantido para prevenir encurvadura (*"buckling"*) que podem surgir devido ao carregamento existente. Para estabilizar o revestimento são utilizadas nervuras ao longo da corda que permitem também manter o perfil aerodinâmico do revestimento. No entanto este método não permite utilizar facilmente o critério de tolerância ao dano.

Resumindo o conceito de longarinas concentradas só pode ser aplicada a estruturas com carregamentos leves e devem ser evitadas ou pelo menos minimizadas as junções com as longarinas concentradas. As aberturas nos revestimentos podem ser feitas numa direção longitudinal desde que os momentos de torção não sejam excessivos. Uma abertura no revestimento de grandes dimensões tal como para a instalação do trem de aterragem pode causar problemas.

Quando as cargas aplicadas são de moderadas a altas é necessário que os momentos fletores sejam suportados principalmente pelos revestimentos do extradorso e intradorso.

Para o efeito a carga é suportada pelo revestimento que é suportado por "stringers" longitudinais ou por outro meio de suporte tal como uma construção em "sandwich".

Quando usada na presença de um número relativamente grande de membros, que suportam a carga, este método é um grande melhoramento para uma estrutura tolerante a danos. O método pode ainda ser melhorado dividindo os revestimentos em elementos mais pequenos, no sentido longitudinal, unido por tiras limitadoras de fraturas. No revestimento à tensão o dimensionamento e espaçamentos das longarinas são determinados por razões de controle de fraturas enquanto que na superfície à compressão o critério de projeto é a encurvadura do revestimento. No entanto esta forma de construção apresenta alguns problemas de projeto. A interação entre as nervuras e as "stringers" implica que os primeiros passem por debaixo dos segundos de maneira a que a transmissão de carga nas "stringers" não seja interrompida. O espaçamento entre nervuras não é estruturalmente crítico sendo determinado mais pelo posicionamento de dobradiças e demais ligações. Se bem que este tipo de construção possa ser eficiente do ponto de vista da tolerância ao dano é complexa e tem custos de construção elevados devido aos vários tipos de componentes que constituem a

estrutura. Existem também várias junções que adicionam peso e dificultam a vedação de tanques de combustível e podem criar pontos de concentração de tensões de onde podem surgir fraturas

A estrutura da asa, além de providenciar a resistência e rigidez requeridas, também tem que funcionar muitas vezes com depósito de combustível. Os tanques integrais são normalmente preferidos, dado utilizarem ao máximo os espaços disponíveis, no entanto quanto menos componentes a estrutura tiver melhor, dado ser reduzida ao máximo a vedação necessária nas juntas. Outra necessidade é a existência de painéis de acesso que permitam a inspeção e trabalho dentro do tanque que, obviamente, tem que ser vedados também.

A longarina frontal deve ser posicionada o mais à frente possível tendo em conta que é necessária uma espessura que permita à longarina aguentar as tensões impostas e que haja espaço no bordo de ataque para os elementos nele posicionados (dispositivos hipersustentadores, anti-gelo, etc.) e por isso a longarina frontal é posicionada a 10%-15% da corda local aumentado para 30%-40% no caso de longarinas únicas com o bordo de ataque em forma de "D" . A longarina traseira deve ser posicionada o mais a trás possível, mas sujeitas a restrições semelhantes da longarina da frente. É normalmente posicionada a 55%-70% da corda local.

De preferência o espaçamento entre nervuras deve ser determinado de maneira a evitar a encurvadura. Este objetivo fixa o espaçamento máximo, no entanto há outras considerações a ter em conta:

Dobradiças e pontos de ligação para as superfícies de controlo, e dispositivos hiper-sustentadores.

Pontos de ligação para motores, trem de aterragem.

Limites dos tanques de combustível.

As nervuras devem ser posicionadas ortogonalmente às longarinas ou na direcção de vôo nas asas com flecha.

A distribuição de carregamento pode ser determinada a partir do diagrama *v-n* e aplicação do método simplificado de Schrenk. Na região de deflexão dos ailerons, ocorre uma variação na sustentação local como mostrado na Figura 6.48.

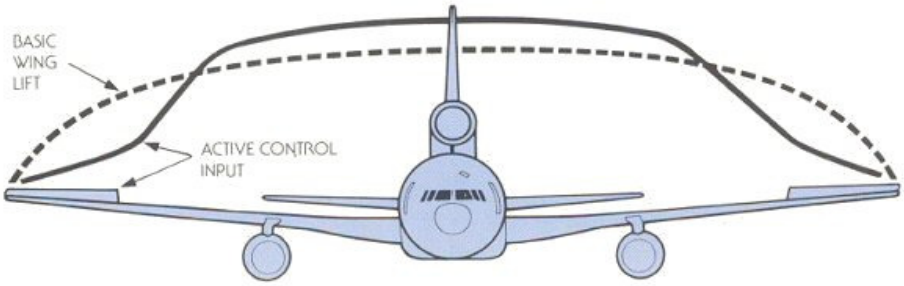


Figura 6.48 – Variação da força de sustentação local devido a deflexão dos ailerons.

A análise de flexão em uma asa representa uma das avaliações mais importantes na análise estrutural de uma asa. Essa avaliação pode ser realizada por meio de uma solução analítica com aplicações das equações fundamentais da resistência dos materiais, pode ser uma análise numérica por elementos finitos, o então pela aplicação de um ensaio de carregamento sobre a estrutura. As Figuras 6.49 e 6.50 mostram análises de flexão numéricas realizadas em um modelo de asa e testes simples com carregamentos sobre a estrutura da asa podem ser realizados de maneira qualitativa para verificar a resistência quanto a flexão.

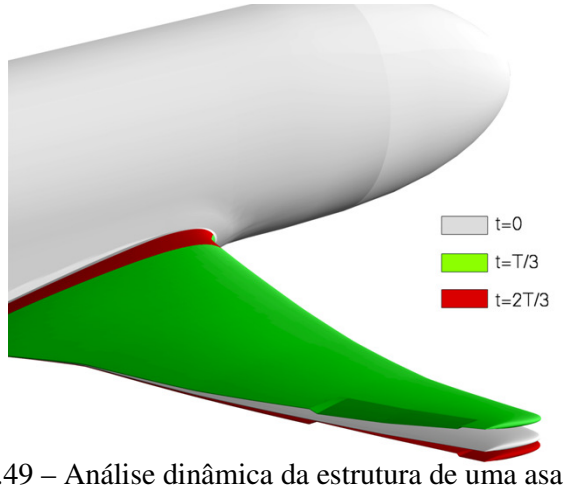


Figura 6.49 – Análise dinâmica da estrutura de uma asa (flexão).

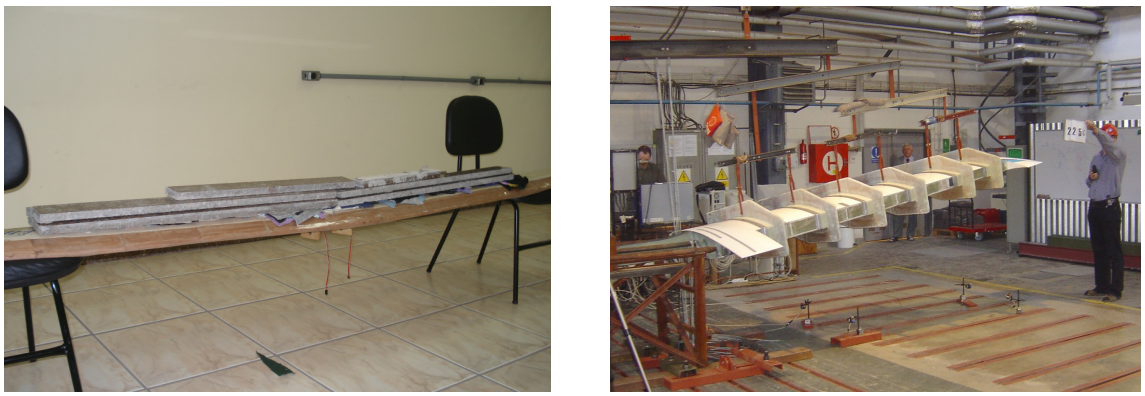


Figura 6.50 – Análise dinâmica da estrutura de uma asa (flexão).

6.3.3 – Cargas na Fuselagem

A fuselagem de uma aeronave deve ser dimensionada basicamente para as seguintes condições:

a) Fornecer um habitáculo para a tripulação e um compartimento para a carga.

b) Para reagir as cargas do trem de aterragem e possivelmente de componentes motrizes.

c) Transmitir as cargas do controle e estabilização das superfícies da empenagem ao centro de gravidade do avião.

d) Para fornecer volume para aviônicos e sistemas embarcados.

Estas exigências servem de referência para a determinação do papel estrutural da fuselagem que age como uma viga longitudinal com carregamento vertical e lateral ao longo de seu comprimento.

Estrutura da Fuselagem: A fuselagem inclui a cabine de comandos, que contém os assentos para seus ocupantes e os controles de vôo da aeronave, também possui o compartimento de carga e os vínculos de fixação para outros componentes principais do avião.

Estrutura treliçada: A estrutura em forma de treliça para a fuselagem é utilizada em algumas aeronaves. A resistência e a rigidez desse tipo de estrutura é obtida através da junção das barras em uma série de modelos triangulares.

Estrutura monocoque: Na estrutura monocoque o formato aerodinâmico é dado pelas cavernas. As cargas atuantes em vôo são suportadas por essas cavernas e também pelo revestimento. Por esse motivo este tipo de fuselagem deve ser revestida por um material resistente aos esforços atuantes durante o vôo.

Estrutura semi-monocoque: Nesse tipo de estrutura, os esforços são suportados pelas cavernas e/ou anteparos, revestimento e longarinas.

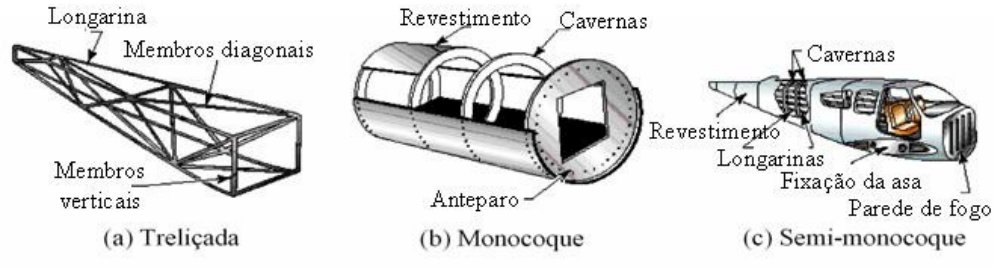


Figura 6.51 – Tipos de fuselagem.

Características da Estrutura da Fuselagem: Como citado, as estruturas de fuselagem das aeronaves da aviação geral podem ser geralmente divididas em treliça, monocoque, ou semi-monocoque.

A construção em treliça geralmente utiliza madeira, tubo de aço, tubo de alumínio ou de outras formas de corte transversal, que podem ser soldados, articulados, preso, ou rebitado em um conjunto rígido. As barras verticais e diagonais cruzadas estão dispostas a suportar tanto as tensões de tração como as forças de compressão. Este tipo de fuselagem foi usado por cerca de 80 anos. É muito resistente e de peso relativamente leve.

Tanto a semi-monocoque e monocoque utilizam seu revestimento como um integrante estrutural ou de carga.

A estrutura Monocoque é uma estrutura fortificada que pode ter anéis e divisórias. As tensões na fuselagem monocoque são transmitidas principalmente pela resistência do revestimento.

A fuselagem semi-monocoque, depende essencialmente de divisórias, molduras e longarinas para a força longitudinal. É o mais popular tipo de estrutura utilizada na concepção das aeronave atuais. A utilização deste conceito permitiu a utilização de revestimentos de alumínio. As Figuras 6.52, 6.53 e 6.54 mostra detalhes característicos das estruturas das fuselagen.

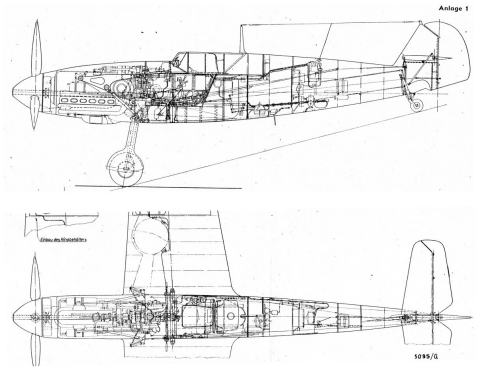


Figura 6.52 – Desenhos da fuselagem.

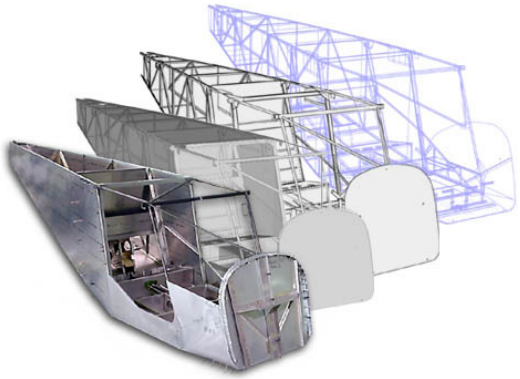


Figura 6.53 – Evolução do projeto da fuselagem.

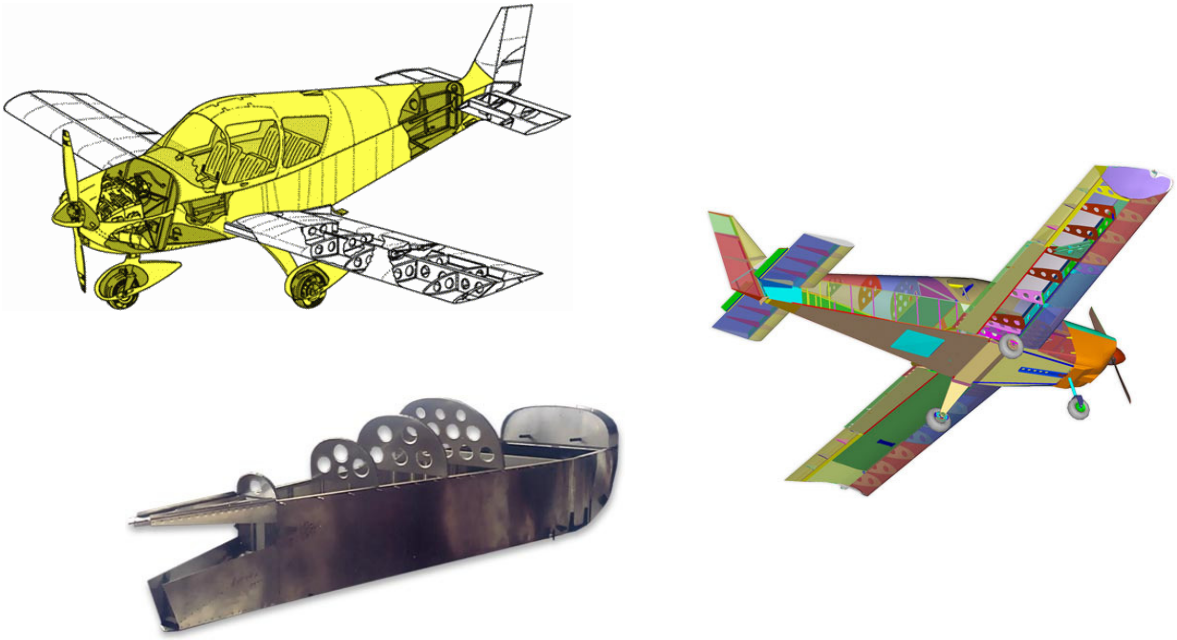


Figura 6.54 – Estrutura da fuselagem – Aeronave Zodiac CH-640.

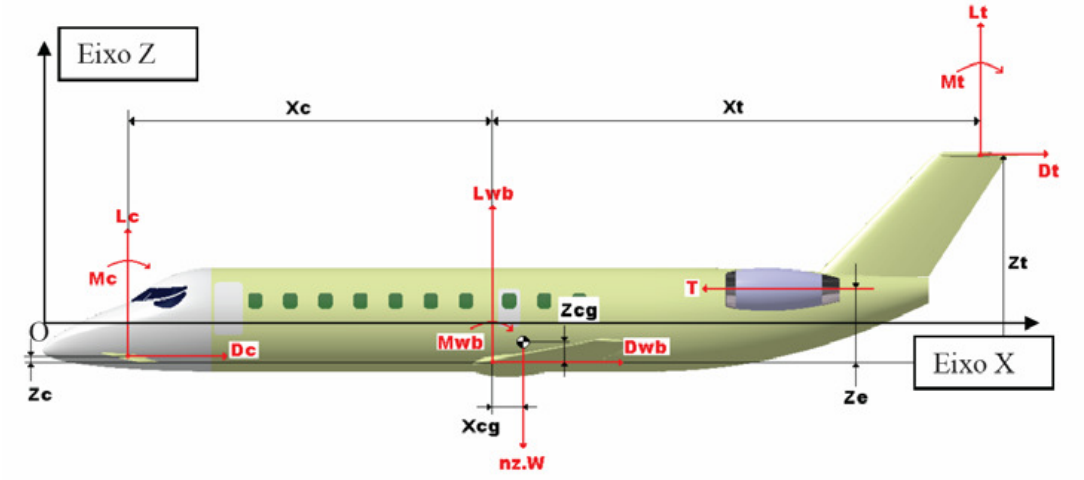


Figura 6.55 – Sistema de Forças e Momentos para Determinação das Cargas na Fuselagem.

Projeto de uma Fuselagem em Material Composto: Os requisitos para uma fuselagem avançada de material composto não são basicamente muito diferentes dos requisitos para uma fuselagem feita de alumínio, mas as seguintes cargas devem ser consideradas atentamente para se usufruir ao máximo as vantagens que uma estrutura em composto pode trazer:

Forças introduzidas pelas partes conectadas à fuselagem (asas, empenagens, trem de pouso);

a) Componentes das forças de inércia dos equipamentos armazenados na fuselagem;

b) Forças de inércia da estrutura da fuselagem;

c) Forças aerodinâmicas que atuam em sua superfície;

d) Forças que são o resultado da diferença de pressão interna e externa do avião.

e) Ao complementar estas cargas, batidas e impactos devidos a detritos na pista devem ser considerados em fase de projeto.

Características de uma Fuselagem: A fuselagem de uma aeronave é um sistema de alta complexidade e para realizar um projeto excelente, o sistema inteiro deve ser otimizado para que o uso do material composto seja vantajoso. Em fase de projeto, portanto a análise de vantagem e desvantagem deve ser feita cuidadosamente para a escolha certa dos materiais utilizados.

Vantagens e Desvantagens de uma Fuselagem em Material Composto:

Vantagens:

Redução em peso (até 10%);

Redução dos custos de manutenção;

Redução do número de partes e prendedores;

Boas características de tolerância a dano e fadiga;

Tolerância à corrosão;

Possibilidade de aumento da umidade de cabine (conforto dos passageiros);

Desvantagens:

Custos materiais e ferramental ainda alto;

Estrutura deve ser otimizada para se desfrutar das vantagens ao máximo;

Melhores tecnologias somente em produção em massa;

Soluções contra impacto de raios a serem testadas.

Projeto de uma Fuselagem em Alumínio: As fuselagens de aeronaves modernas possuem uma estrutura conhecida como semi-monocoque, que leva vantagens em relação a uma estrutura monocoque (revestimento sem elementos reforçadores) que se revela instável a cisalhamento.

A construção semi-monocoque é caracterizada pela presença de elementos longitudinais (longarinas e reforçadores), elementos transversais (cavernas) e um revestimento externo.

Esforços nos Componentes

As longarinas carregam a maior porção de momento da fuselagem.

O revestimento da fuselagem carrega tensão de cisalhamento e cargas devido à pressurização.

Reforçadores carregam cargas axiais induzidas por momentos de flexão evitando a instabilidade por compressão do revestimento, o que provocaria a flambagem do mesmo.

A caverna tem a função de manter a estabilidade geral da fuselagem e de contribuir a diminuir o comprimento dos reforçadores.

O primeiro passo para a análise da estrutura é conhecer os modos de falha do sistema quando é sujeito a cargas externas.

Modos de Falha da Fuselagem

Neste tipo de estrutura podem se verificar três tipos fundamentais de falha por instabilidade:

instabilidade do revestimento: neste caso é fundamental projetar o revestimento com a espessura adequada, pois chapas muito finas estão sujeita a flambar enquanto chapas muito grossas são ineficientes e acarretam um aumento em peso não necessário. Os reforçadores ajudam nesta função, mas algumas especificações de projeto não permitem a flambagem do revestimento abaixo de uma dada porcentagem de carga limite;

instabilidade do painel: As cavernas dividem os reforçadores e o revestimento em painéis. Se estas cavernas forem suficientemente rígidas a falha poderá ocorrer em um painel único. Esta falha é conhecida como instabilidade de painel;

instabilidade geral: a instabilidade geral ocorre devido a uma falha nas cavernas, com os reforçadores não contribuindo para a resistência a flambagem.

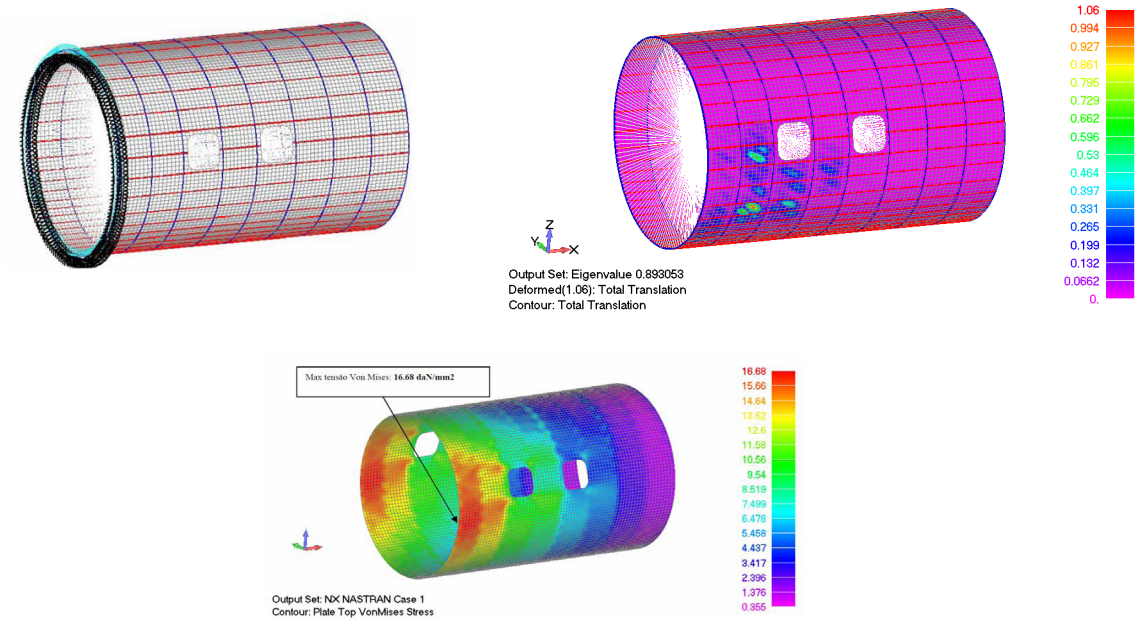


Figura 6.56 – Exemplo de análise numérica para determinação das cargas na fuselagem.

Dimensionamento da Fuselagem para o AeroDesign:

Representa um ponto bem particular para o projeto AeroDesign, pois cada equipe geralmente possui uma forma geométrica diferente para a fuselagem.

A fuselagem pode apresentar cargas combinadas de tração, compressão, cisalhamento, flexão e torção.

Materiais Mais Usados na Fuselagem do AeroDesign

Alumínio.

Aço.

Compensado Aeronáutico.

Tubos de Fibra de Carbono.

Figura 6.57 – Construção de fuselagem para AeroDesign.

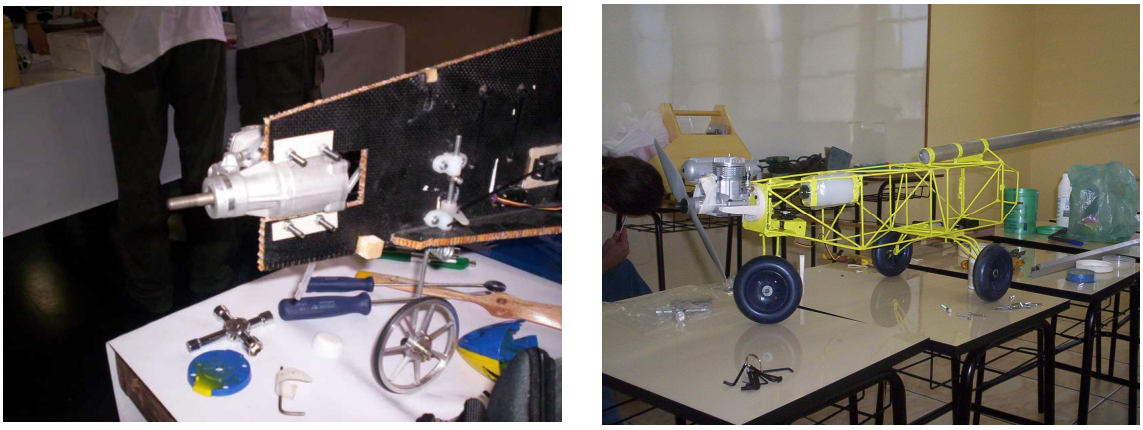


Figura 6.58 – Construção de fuselagem para AeroDesign.

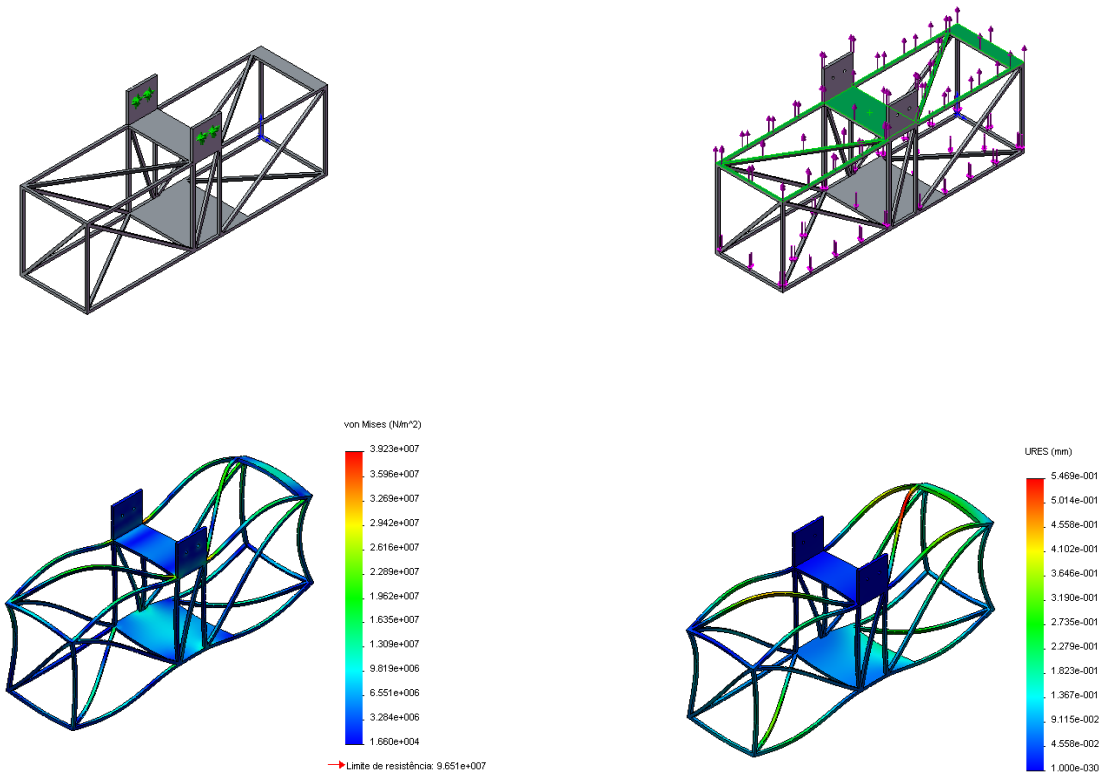


Figura 6.59 – Modelo de análise numérica da fuselagem para AeroDesign.

A estrutura da fuselagem apresenta as dimensões ideais no que toca aos movimentos de flexão vertical e lateral e de torção. Contudo, a integridade da estrutura é afetada pela abertura de recortes para as janelas, portas, trens de aterragem, etc. A estrutura deve ser reforçada nestas zonas, situação que conduz a um aumento de peso. A seção quadrada é bastante utilizada para aviões não pressurizados por uma questão de otimização de espaço e facilidade de construção. Nos aviões pressurizados usam-se seções baseadas em segmentos circulares. Estes dois tipos de estruturas podem ser projetados principalmente de duas maneiras:

a) Estrutura com " longeron"

Quando o carregamento é relativamente baixo ou o revestimento da fuselagem é extensivamente recortado é necessário considerar quatro ou mais vigas longitudinais "longerons" que reagem tanto às flexões verticais como laterais. Para serem eficientes estes longerons devem ser contínuos ao longo de toda a fuselagem. O revestimento remanescente é utilizado para suportar os longerons contra as cargas de compressão e providenciar a capacidade de resistir a tensões de corte. Desta forma a estrutura não pode reagir a cargas pontuais. Esta é a forma básica e o revestimento é estabilizado contra a encurvadura utilizando quadros "frames" com um pequeno espaçamento entre si. A utilização de anéis estruturais "bulkheads" no lugar dos quadros é obrigatória sempre que é necessário transmitir cargas onde a seção varie muito de forma ou haja grandes cargas pontuais.

b) Estrutura *Monocoque* ou *Semi-monocoque*

Quando o número de cortes no revestimento é pequeno é preferível que seja este a suportar o máximo de cargas possível. Esta estrutura é chamada de *monocoque* ou *semimonocoque* dependendo até que ponto o revestimento é suportando por stringers longitudinais. A espessura do revestimento pode ser determinada por considerações de pressão ou por considerações de carga, sendo esta última consideração mais crítica nos projetos com grandes seções transversais. A utilização de *stringers* contribui de uma maneira substancial para as capacidades de reação a cargas, no entanto é usual a introdução de elementos tipo *longerons* nas extremidades de descontinuidades na junção de seções da fuselagem.

Cargas Atuantes na Fuselagem

As principais cargas atuantes na fuselagem de uma aeronave são:

a) Cargas na empenagem devido a trimagem, manobras, turbulências e rajadas.

b) Cargas de pressão na superfície da aeronave.

c) Cargas provenientes do trem de pouso devido ao impacto de pouso, taxiamento e manobras no solo.

d) Cargas provenientes do sistema propulsivo da aeronave.

Análise Numérica para Determinação de Cargas na Fuselagem

Na análise, embora não exista escala é possível observar que as seções do tail boom próximas ao ponto de conexão com a fuselagem e próximas a empenagem sofrem os maiores esforços.

Esses esforços podem ser de tração, compressão, torção e flexão.

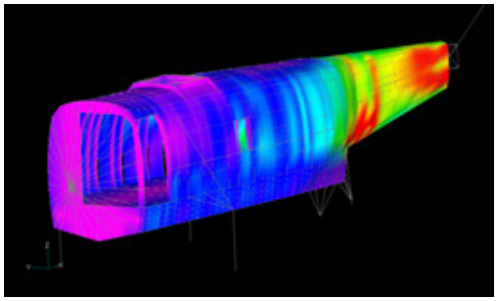


Figura 6.60 – Exemplo de análise numérica para determinação das cargas na fuselagem.

O estudo de cargas na fuselagem representa um ponto bem particular para o projeto AeroDesign, pois cada equipe geralmente possui uma forma geométrica diferente para a fuselagem. Basicamente a fuselagem é dividida em duas partes, a frontal que contempla a frente e o compartimento de carga da aeronave e a posterior que contém o “boom” e a fixação da empenagem.

Geralmente as cargas atuantes na fuselagem são determinadas pelo peso próprio da mesma, por todos os componentes estruturais ligados a fuselagem e pelas cargas transmitidas pelo motor e pelo trem de pouso para a estrutura da fuselagem.

A fuselagem pode apresentar cargas combinadas de tração, compressão, cisalhamento, flexão e torção.

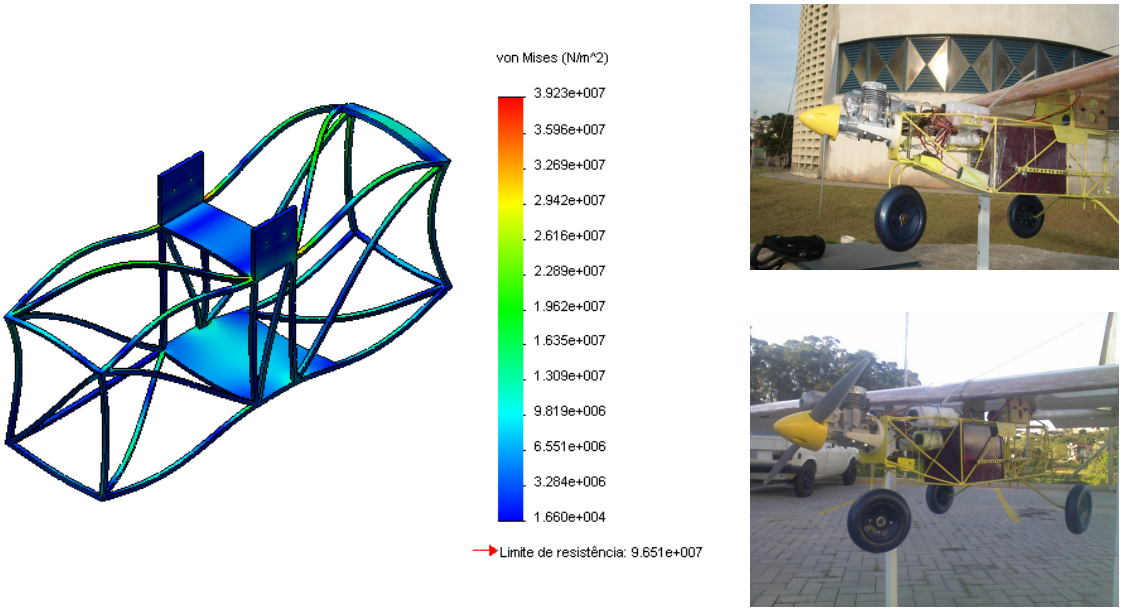


Figura 6.61 – Exemplo de análise numérica na fuselagem de um AeroDesign.

Ensaio de Carregamento na Fuselagem

A estrutura interna da fuselagem deve ser dimensionada para suportar os esforços de flexão e torção.

Figura 6.62 – Exemplo de simulação de carregamento em uma fuselagem.

6.3.4 - Trem de aterragem

Nesta seção serão expostos apenas alguns detalhes sobre a concepção de trens de pouso para aeronaves.

Por se tratar de um componente bem específico para cada caso de estudo, recomenda-se uma leitura de referências que tratam especificamente do projeto e construção de trens de pouso.

As funções principais do trem de pouso são apoiar o avião no solo e manobrá-lo durante os processos de taxiamento, decolagem e pouso.

O trem de pouso triciclo é aquele no qual existem duas rodas principais ou trem principal geralmente localizado embaixo das asas e uma roda frontal ou trem do nariz.

O trem de pouso convencional é formado por um trem principal e uma bequilha geralmente localizada no final do cone de cauda.

Atualmente a grande maioria das aeronaves possui trem de pouso modelo triciclo, pois esta configuração melhora sensivelmente o controle e a estabilidade da aeronave no solo além de permitir melhores características de desempenho durante a decolagem.

Figura 6.63 – Modelos de trem de pouso.

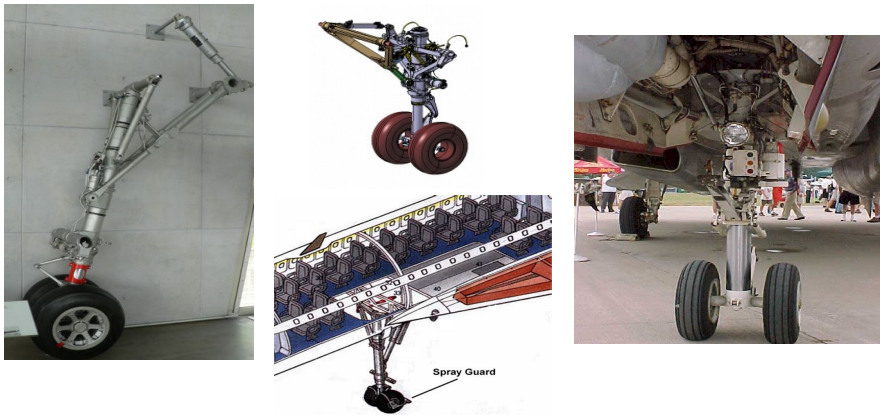


Figura 6.64 – Exemplo de trem de pouso do nariz.

Figura 6.65 – Modelos de trem de pouso principal.

Classificação dos Trens de Pouso

a) Fixo: Trem de pouso na mesma posição, tanto em vôo quanto em solo.

b) Retrátil: O trem de pouso é recolhido completamente durante o vôo.

c) Escamoteável: Trem de pouso é recolhido durante o vôo, mas algumas partes ficam expostas.

As cargas no trem de aterragem devem-se principalmente ao contato das rodas com o chão, no cálculo deve-se utilizar os três componentes da força (embora se possa encontrar alguns casos em que existem momentos perto do contato com o chão). No projeto do trem de aterragem considera-se que os suportes reagem somente a cargas longitudinais estando o trem principal sujeito à flexão e torção.

O trem de pouso deve resistir as cargas atuantes no solo, durante o taxiamento e corrida de decolagem, além de possuir resistência suficiente para suportar as cargas de impacto no pouso da aeronave.

Podem ser construídos com uma série de materiais diferentes. São dimensionados para suportar cargas verticais e horizontais

Cargas Atuantes no Trem de Pouso

Carregamento estático no solo.

Carregamento dinâmico no pouso.

O tipo de esforço depende muito do modelo adotado para o trem de pouso.

As cargas podem ser de tração, compressão, cisalhamento, torção ou flexão.

Existem componentes de forças verticais e horizontais.

Cargas de Pouso

Para as condições de cargas no solo, as considerações são apresentadas nos parágrafos FAR- PART 23.479 a FAR-PART 23.499.

São avaliados: pouso em três rodas, pouso em duas rodas e o pouso em uma única roda do trem principal.

Determinação das Cargas de Pouso

a) O peso da aeronave para o cálculo de cargas de pouso deve ser o peso máximo de decolagem conforme descrito na norma FAR-PART 23.

b) A velocidade vertical durante o pouso é determinada pela equação apresentada a seguir.

$$v_v = 0{,}61 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{0{,}25} \tag{6.1}$$

c) A sustentação não deve exceder 2/3 de seu valor máximo, FAR-PART 23.473e.

d) A altura de queda da aeronave é determinada pela equação apresentada a seguir, FAR-PART 23.473d.

$$h = 0{,}0132 \cdot \sqrt{\frac{W}{S}} \tag{6.2}$$

e) O fator de carga de inércia não pode ser menor que 2,67 e o fator de carga no solo não pode ser menor que 2, FAR-PART 23.473e.

Fator da Carga de Inércia

O fator de carga de inércia atuando no centro de gravidade da aeronave pode ser determinado pela equação apresentada a seguir:

$$n = n_g + \frac{L}{W} \tag{6.3}$$

Cargas para Pouso em Três Rodas

Componente vertical no trem principal (em cada roda):

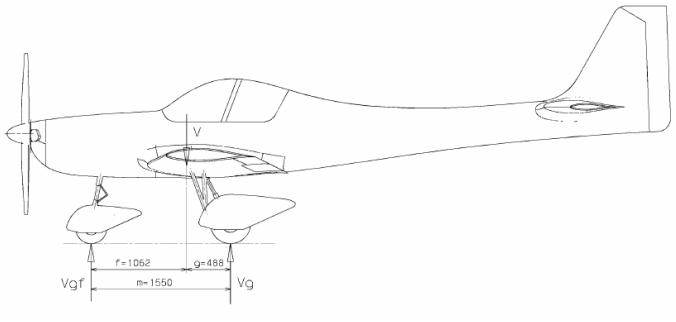


Figura 6.66 – Cargas para o pouso em três rodas.

Cargas para Pouso em Duas Rodas

Componente vertical no trem principal (em cada roda):

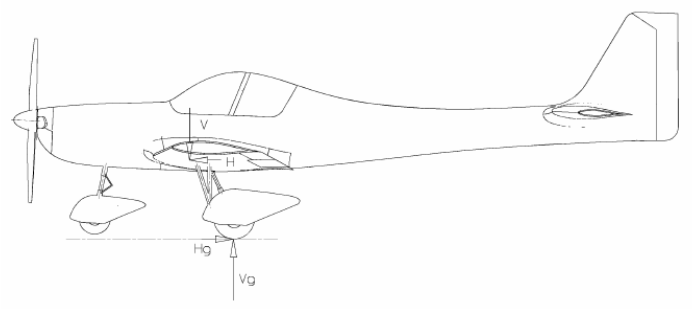


Figura 6.67 – Cargas para o pouso em duas rodas.

Cargas para Pouso em Uma Roda

Componente vertical na roda:

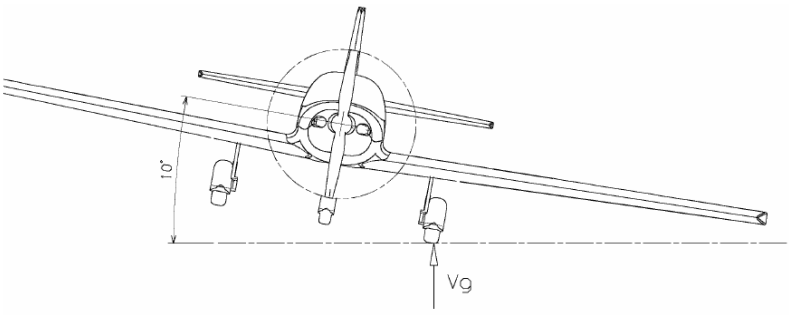


Figura 6.68 – Cargas para o pouso em uma roda.

Condições para o Trem do Nariz

O parágrafo FAR-PART 23.499b, prevê que para cargas dianteiras, a componente vertical precisa ser de 225% da carga estática e a componente lateral precisa ser de 40% da componente vertical.

Determinação das Cargas Atuantes no Trem de Pouso

Para o sistema de trem de pouso, pode-se considerar três situações de carregamento:

a) pouso realizado em três rodas com 15% da carga atuante no trem do nariz,

b) o pouso em duas rodas (trem principal)

c) pouso em uma das rodas do trem principal (situação mais crítica).

O fator de carga adotado para o carregamento vertical pode ser de 2,5 com o respectivo fator de carga horizontal em 40% do vertical.

Análises do Trem de Pouso

As avaliações também podem ser analíticas, numéricas ou através de testes de resistência (drop-test).

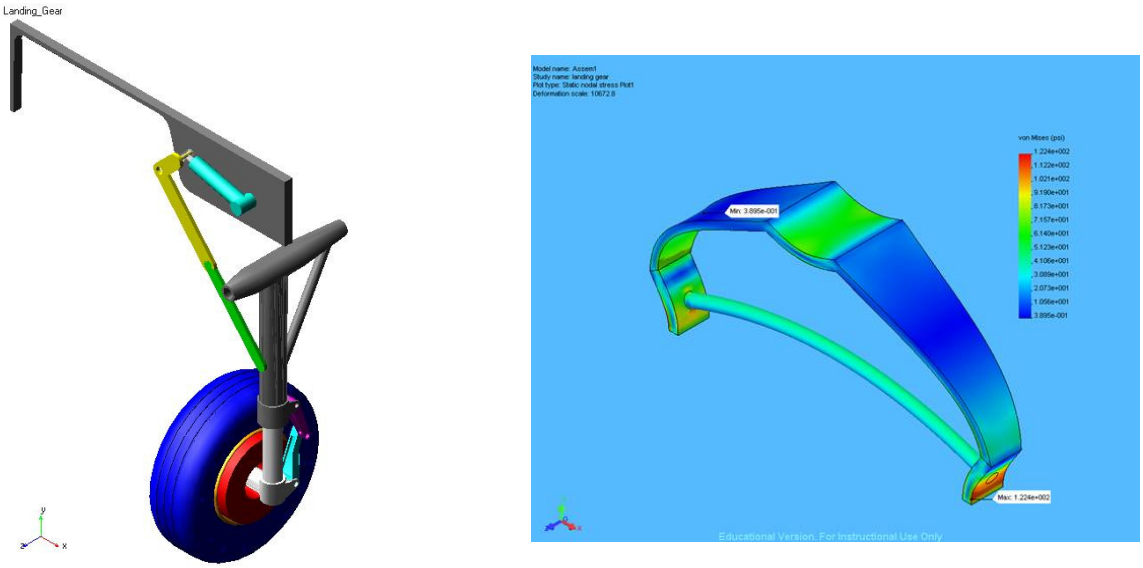


Figura 6.69 – Análise numérica de trem de pouso.

Figura 6.70 – Exemplo de Drop-Test.

Características de Projeto

Como na competição AeroDesign a estrutura das aeronaves diferem muito entre uma equipe e outra, não será apresentado nessa aula uma forma de se calcular a estrutura do trem de pouso, pois cada caso depende da forma geométrica adotada.

A seguir é comentado os principais materiais que podem ser empregados para a fabricação do trem de pouso para uma aeronave do AeroDesign e mostradas algumas fotografias de modelos de trem de pouso.

Projeto do Trem de Pouso

Determinação das cargas atuantes na estrutura.

Definição do material do Trem de Pouso.

Definição do material e do diâmetro das rodas.

Realização de cálculo analítico ou numérico para verificar os critérios de resistência.

Materiais Empregados no Trem de Pouso do AeroDesign

Trem de Pouso:

Alumínio.

Aço.

Fibra de Carbono.

Madeira.

Rodas:

Alumínio

Nylon.

Borracha.

Trem do Nariz

Muito importante durante a corrida de decolagem.

Deve ser muito bem dimensionado para resistir os esforços na corrida de decolagem.

O sistema de lincagem deve ser muito bem estruturado pois o trem do nariz controla a aeronave no solo.

Várias equipes já deixaram de voar por falhas no trem do nariz.

Figura 6.71 – Modelos de trem do nariz para AeroDesign.

Trem Principal

Para o AeroDesign sua principal função é absorver os impactos no pouso e suportar com segurança o peso total da aeronave.

Pode ser fabricado com uma série de materiais diferentes.

Deve possuir leveza e resistência estrutural.

Figura 6.72 – Modelos de trem principal para AeroDesign.

6.3.5 – Cargas na Empenagem

Estabilizador Horizontal

Quando o estabilizador horizontal é construído como um componente único que atravessa o plano de simetria do avião a sua estrutura e construção são semelhantes as da asa.

Estabilizador Vertical

Normalmente o estabilizador vertical é projetado como sendo uma extensão da fuselagem. Uma nervura é feita para coincidir com a superfície da fuselagem e é utilizada para transmitir as tensões no revestimento do estabilizador diretamente para o revestimento da fuselagem. A flexão longitudinal do estabilizador é transmitida à fuselagem como torção da mesma.

Superfícies de Controle

As superfícies de controle são suportadas por dobradiças que devem ser posicionadas nas extremidades das nervuras. Para facilitar o alinhamento devem ser utilizadas poucas dobradiças, sendo duas, uma em cada extremidade, um número ideal. A estrutura das superfícies da controle é relativamente simples e segue uma técnica bem estabelecida.

Existe apenas uma longarina longitudinal localizada atrás da linha de rotação e o mais próximo desta possível. A rigidez à torção do revestimento é importante de maneira a garantir uma deflexão de controle uniforme longitudinalmente. Por isso é necessário que a seção transversal seja construída num sistema de duas células, sendo a longarina a fronteira comum.

Cálculo Estrutural da Empenagem

A empenagem também pode ser dimensionada considerando-se os esforços de tração e compressão que resultam em flexão da estrutura.

O cálculo é similar ao empregado para a asa e pode ser realizado numericamente ou por meio de uma simplificação analítica.

Dimensionamento e Funções da Empenagem

O dimensionamento dos componentes da empenagem de um avião representa um dos aspectos mais empíricos e menos preciso de todo o projeto.

A função primária da superfície horizontal da cauda é prover a estabilidade longitudinal e o profundor atua como forma de se garantir o controle longitudinal e a trimagem da aeronave.

Já a superfície vertical possui a finalidade de garantir a estabilidade direcional sendo que o leme de direção atua com a finalidade de prover o controle direcional da aeronave.

Dessa forma, durante a fase preliminar do projeto de uma nova aeronave, as dimensões das superfícies horizontal e vertical da empenagem devem ser suficientes para se garantir a estabilidade e o controle da aeronave.

Principais Configurações de Empenagens

As principais configurações de empenagem geralmente utilizadas nas aeronaves são denominadas como convencional, cauda em T, cauda em V, cauda dupla e cruciforme.

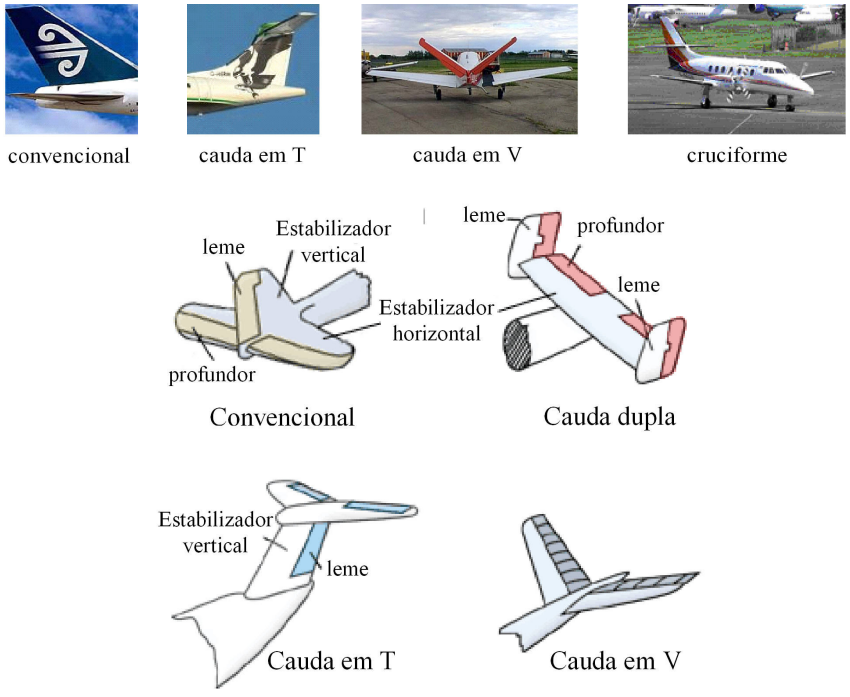


Figura 6.73 – Tipos mais comuns de empenagem.

Configuração Convencional

A configuração convencional geralmente é a utilizada em praticamente 70% dos aviões, este modelo é favorecido pelo seu menor peso estrutural quando comparada às outras configurações citadas e também possui boas qualidades para se garantir a estabilidade e o controle da aeronave.

Configuração T

A cauda em T possui uma estrutura mais pesada e a superfície vertical deve possuir uma estrutura mais rígida para suportar as cargas aerodinâmicas e o peso da superfície horizontal.

Uma característica importante da configuração em T é que a superfície horizontal atua como um "end plate" na extremidade da superfície vertical resultando em um menor arrasto induzido.

Configuração V

A configuração em V geralmente pode ser utilizada na intenção de se reduzir a área molhada da empenagem além de propiciar um menor arrasto de interferência, porém sua maior penalidade é com relação a complexidade dos controles uma vez que leme e profundor devem trabalhar em conjunto como forma de se manobrar a aeronave.

Configurações Dupla e Cruciforme

A cauda dupla normalmente é utilizada como forma de se posicionar o estabilizador vertical fora da esteira de vórtices principalmente em elevados ângulos de ataque.

A configuração cruciforme representa basicamente uma situação intermediária entre a cauda convencional e a cauda em T.

Forma Geométrica e Alongamento da Empenagem

Uma vez selecionado o perfil e calculada qual a área necessária para cada uma das superfícies da empenagem, a forma geométrica adotada pode ser fruto da criação e imaginação do projetista, normalmente a superfície horizontal assume uma forma geométrica retangular, elíptica ou trapezoidal e a superfície vertical em 99% dos casos assume uma forma trapezoidal.

Outro ponto importante com relação à superfície horizontal da empenagem é relacionado ao seu alongamento, pois esta superfície pode ser considerada uma asa de baixo alongamento, e, portanto, uma asa de menor eficiência. Assim, se o alongamento da superfície horizontal for menor que o alongamento da asa da aeronave, quando ocorrer um estol na asa a superfície horizontal da empenagem ainda possui controle sobre a aeronave, pois o seu estol ocorre para um ângulo de ataque maior que o da asa. A estrutura da empenagem deve ser dimensionada para suportar principalmente os esforços de flexão.

Figura 6.74 – Exemplo de simulação de carregamento no profundor.

Cargas Atuantes na Empenagem

Carregamento estático e dinâmico.

Estabilizador vertical – cargas de rajada.

Leme – pressão aerodinâmica.

Estabilizador horizontal – tração no intradorso, compressão no extradorso, flexão na estrutura.

Cargas de Equilíbrio na Empenagem Horizontal

Dependem de alguns parâmetros obtidos nos cálculos de estabilidade e controle da aeronave.

Carga Total Empenagem Horizontal

É obtida através da soma da carga de equilíbrio com a o acréscimo de carga de manobra.

Também é possível se obter a carga atuante na empenagem horizontal a partir da aproximação

de Schrenk, onde se determina a distribuição de sustentação atuante ao longo a envergadura.

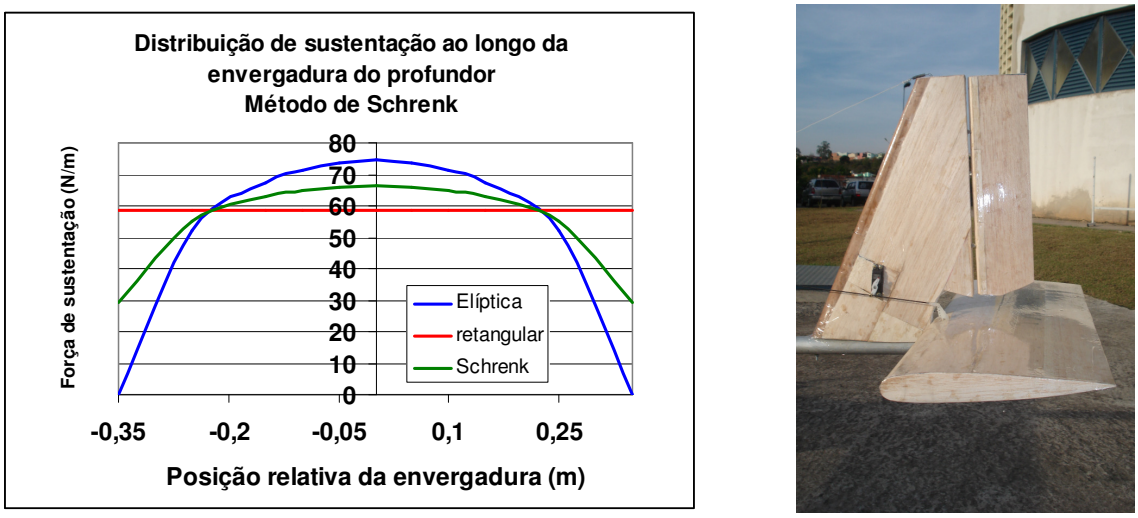


Figura 6.75 – Exemplo de carregamento aerodinâmico no profundor.

6.4 Diagrama v-n de Manobra e Rajadas

O diagrama *v-n* representa uma maneira gráfica para se verificar as limitações estruturais de uma aeronave em função da velocidade de vôo e do fator de carga *n* a qual o avião está submetido. O fator de carga é uma variável representada pela aceleração da gravidade, ou seja, é avaliado em "g's".

Basicamente um fator de carga $n = 2$ significa que para uma determinada condição de vôo a estrutura da aeronave estará sujeita a uma força de sustentação dada pelo dobro do peso, e o cálculo de *n* pode ser realizado preliminarmente pela aplicação da Equação (6.4) mostrada a seguir.

$$n = \frac{L}{W} \tag{6.4}$$

Uma forma mais simples para se entender o fator de carga é realizar uma analogia com um percurso de montanha-russa em um parque de diversões, onde em determinados momentos do trajeto, uma pessoa possui a sensação de estar mais pesada ou mais leve dependendo do fator de carga ao qual o seu corpo está submetido. Comparando-se com uma aeronave, em determinadas condições de vôo, geralmente em curvas ou movimentos acelerados, a estrutura da aeronave também será submetida a maiores ou menores fatores de carga.

Limitações Estruturais: Existem duas categorias de limitações estruturais que devem ser consideradas durante o projeto estrutural de uma aeronave.

a) Fator de carga limite: Este é associado com a deformação permanente em uma ou mais partes da estrutura do avião. Caso durante um vôo o fator de carga *n* seja menor que o fator de carga limite, a estrutura da aeronave irá se deformar durante a manobra, porém retornará ao seu estado original quando $n = 1$. Para situações onde *n* é maior que o fator de carga limite a estrutura irá se deformar permanentemente ocorrendo assim uma danificação estrutural, porém sem que corra a ruptura do componente.

b) Fator de carga último: Este representa o limite de carga para que ocorra uma falha estrutural, caso o valor de *n* ultrapasse o fator de carga último, componentes da aeronave com certeza sofrerão ruptura.

Nesta seção do presente artigo é apresentada a metodologia analítica para se determinar os principais pontos e traçar o diagrama *v-n* de manobra para uma aeronave seguindo a metodologia sugerida na norma FAR Part-23 [2] considerando uma categoria de aeronaves leves subsônicas.

O fator de carga limite depende do modelo e da função a qual a aeronave é destinada. Para as aeronaves em operação atualmente, Raymer sugere a seguinte tabela para a determinação de *n*.

Tabela 1 – Fatores de carga.

Modelo e aplicação	n_{pos}	n_{neg}
Pequeno porte	$2{,}5 \leq n \leq 3{,}8$	$-1 \leq n \leq -1{,}5$
Acrobático	6	-3
Transporte civil	$3 \leq n \leq 4$	$-1 \leq n \leq -2$
Caças militares	$6{,}5 \leq n \leq 9$	$-3 \leq n \leq -6$

É importante perceber que os valores dos fatores de carga negativos em módulo são inferiores aos positivos. A determinação dos fatores de carga negativos representam uma decisão de projeto, que está refletida no fato que raramente uma aeronave voa em condições de sustentação negativa, e, como será apresentado no decorrer dessa seção, a norma utilizada recomenda que $n_{neg} \geq 0{,}4\ n_{pos}$.

O fator de carga é uma variável que reflete diretamente no dimensionamento estrutural da aeronave, dessa forma, percebe-se que quanto maior for o seu valor mais rígida deve ser a estrutura da aeronave e conseqüentemente maior será o peso estrutural.

Para o propósito do projeto AeroDesign, o regulamento da competição bonifica as equipes que conseguirem obter a maior eficiência estrutural, ou seja, a aeronave mais leve que carregar em seu compartimento a maior carga útil possível, dessa forma, é interessante que o fator de carga seja o menor possível respeitando obviamente uma condição segura de vôo, portanto, considerando que uma aeronave destinada a participar do AeroDesign é um avião não tripulado, é perfeitamente aceitável um fator de carga positivo máximo $n_{máx} = 2{,}5$, pois dessa forma garante-se um vôo seguro com uma estrutura leve e que suporte todas as cargas atuantes durante o vôo.

Porém é muito importante ressaltar que como o fator de carga adotado é baixo, o projeto estrutural deve ser muito bem calculado como forma de se garantir que a estrutura da aeronave suportará todos os esforços atuantes durante o vôo.

Também se recomenda que o fator de carga último seja 50% maior que o fator de carga limite, portanto:

$$n_{ult} = 1{,}5 \cdot n_{\lim} \tag{6.5}$$

A Figura 6.76 mostra um diagrama *v-n* de manobra típico de uma aeronave com a indicação dos principais pontos.

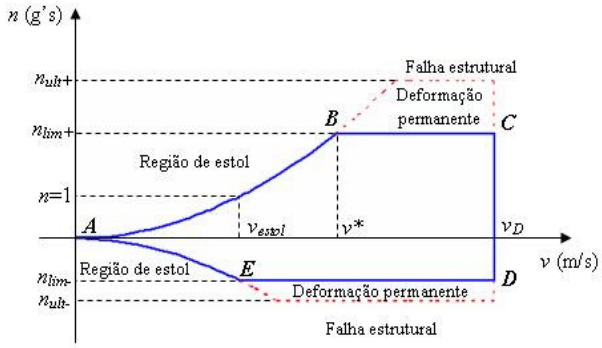


Figura 6.76 – Diagrama *v-n* de Manobra.

Análise do Diagrama de Manobra e Modelagem Matemática

A curva ***AB*** apresentada na figura representa o limite aerodinâmico do fator de carga determinado pelo $C_{Lmáx}$, esta curva pode ser obtida pela solução da Equação (6.6) considerando o peso máximo da aeronave e o $C_{Lmáx}$ de projeto, portanto:

$$n_{máx} = \frac{\rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_{Lmáx}}{2 \cdot W} \tag{6.6}$$

Na Equação (6.6) percebe-se que uma vez conhecidos os valores de peso, área da asa, densidade do ar e o máximo coeficiente de sustentação é possível a partir da variação da velocidade encontrar o fator de carga máximo permissível para cada velocidade de vôo, onde acima do qual a aeronave estará em uma condição de estol.

É importante notar que para um vôo realizado com a velocidade de estol, o fator de carga *n* será igual a 1, pois como a velocidade de estol representa a mínima velocidade com a qual é possível manter o vôo reto e nivelado de uma aeronave, tem-se nesta situação que $L = W$, e, portanto, o resultado da Equação (3) é $n = 1$, e assim, a velocidade na qual o fator de carga é igual a 1 pode ser obtida pela velocidade de estol da aeronave.

Um ponto muito importante é a determinação da velocidade de manobra da aeronave representada na Figura 1 por *v**. Um vôo realizado nesta velocidade com alto ângulo de ataque e $C_L = C_{Lmáx}$, corresponde a um vôo realizado com o fator de carga limite da aeronave em uma região limítrofe entre o vôo reto e nivelado e o estol da aeronave. Esta velocidade pode ser determinada segundo a norma utilizada para o desenvolvimento desta seção da seguinte forma:

$$v^* = v_{estol} \cdot \sqrt{n_{máx}} \tag{6.7}$$

A velocidade de manobra intercepta a curva ***AB*** exatamente sobre o ponto ***B***, e define assim o fator de carga limite da aeronave. Acima da velocidade *v** a aeronave pode voar, porém com valores de C_L abaixo do $C_{Lmáx}$, ou seja com menores ângulos de ataque, de forma que o fator de carga limite não seja ultrapassado, lembrando-se que o valor de $n_{máx}$ está limitado pela linha ***BC***.

A velocidade de cruzeiro v_{cru} segundo a norma não deve exceder 90% da velocidade máxima da aeronave, ou seja:

$$v_{cru} = 0{,}9 \cdot v_{máx} \tag{6.8}$$

A velocidade máxima presente na Equação (6.8) é obtida na leitura das curvas de tração ou potência da aeronave.

Já a velocidade de mergulho da aeronave representada por v_d limitada pela linha ***CD*** do diagrama é considerada a velocidade mais critica para a estrutura da aeronave devendo ser evitada e jamais excedida, pois caso a aeronave ultrapasse essa velocidade, drásticas conseqüências podem ocorrer na estrutura, como por exemplo: elevadas cargas de rajada, comando reverso dos ailerons, flutter (instabilidade dinâmica) e ruptura de componentes. O valor de v_d é geralmente cerca de 25% maior que a velocidade máxima, portanto:

$$v_d = 1{,}25 \cdot v_{máx} \tag{6.9}$$

Com relação à linha ***AE*** do diagrama *v-n* que delimita o fator de carga máximo negativo também é válida a aplicação da Equação (), porém é importante citar que o fator de carga máximo negativo é obtido segundo a norma FAR Part-23 da seguinte forma:

$$n_{\lim neg} \geq 0{,}4 \cdot n_{\lim pos} \tag{6.10}$$

Como geralmente as aeronaves que participam da competição AeroDesign são projetadas para não voarem em condições de sustentação negativa, é perfeitamente aceitável utilizar para a solução da Equação (6.7) no intuito de se determinar a curva ***AE***, um valor de $C_{Lmáxneg}$=-1 e assim, a linha ***DE*** representará o fator de carga negativo acima do qual deformações permanentes podem ocorrer.

Esta seção do presente capítulo apresentou de forma sucinta como estimar o diagrama *v-n* de manobra para uma aeronave leve subsônica a partir dos fundamentos apresentados na norma FAR Part-23.

Análise do Diagrama de Rajada, Modelagem Matemática

O diagrama *v-n* de rajadas possui como finalidade principal assegurar que a estrutura da aeronave resistirá a rajadas de vento inesperadas durante o vôo. Nesta seção do presente artigo são apresentadas as equações fundamentais para se determinar os fatores de carga de rajadas. Para a competição Aerodesign, rajadas variando entre 2m/s e 8m/s podem ser aplicadas resultando na maioria dos casos em resultados satisfatórios para o projeto.

O fator de carga para rajadas pode ser obtido com a aplicação da Equação (6.11).

$$n = 1 \pm \frac{\rho_{SL} \cdot v \cdot a \cdot K_g \cdot U_g}{2 \cdot (W/S)} \tag{6.11}$$

Na Equação (6.11), K_g representa o fator de alívio de rajadas e para um vôo em regime subsônico pode ser obtido com a aplicação da Equação (6.12).

$$K_g = \frac{0{,}88 \cdot \mu}{5{,}3 + \mu} \tag{6.12}$$

Sendo a relação de massa μ determinada pela aplicação da Equação (6.13).

$$\mu = \frac{2 \cdot (W/S)}{\rho \cdot g \cdot \bar{c} \cdot a} \tag{6.13}$$

Para que a estrutura da aeronave suporte as cargas provocadas por uma rajada, todos os pontos obtidos devem estar dentro do envelope de vôo do diagrama de manobra, assegurando assim a integridade da estrutura.

6.5 - Principais Materiais Utilizados na Indústria Aeronáutica

Antes do dimensionamento inicial das componentes de uma aeronave ser realizado é necessário reunir a seguinte informação:

a) Diagramas de tensão de corte, momentos de flexão e torsão incluindo todas as concentrações de carga relevantes.

b) Todos os critérios de rigidez e requisitos necessários à vida da aeronave.

c) Na localização inicial das principais partes constituintes da aeronave, deve ter-se sempre em conta a possibilidade de revisão e alteração à medida que o projeto vai sendo executado e se torna mais detalhado e preciso.

d) Na escolha inicial dos materiais de construção, é muitas vezes aconselhável uma investigação das diversas alternativas possíveis antes de se chegar a uma conclusão final.

Em termos de análise as principais distinções incidem especialmente entre os metais e os compósitos. É necessário adaptar os diagramas de força de corte, momento de flexão e momento de torção de modo a que se permita visualizar as reações aos carregamentos, nos pontos de junção das longarinas na raiz das asas, antes mesmo de se encontrar a relação inicial do centro de gravidade global da aeronave. Refinados métodos de análise estrutural requerem especificações dos pormenores estruturais. Por outro lado algumas técnicas podem fazer uso de iterações com valores de entradas iniciais, arbitrárias, de modo a chegar a uma solução otimizada, estes processos normalmente não se revelam eficientes. Torna-se mais eficiente, usar a teoria elementar para se obter uma primeira indicação do dimensionamento estrutural, e usar os processos de análise mais avançados para se obter uma otimização da estrutura.

Quando se usa a teoria elementar é importante reconhecer as limitações da sua aplicação e estabelecer uma certa tolerância para que possa ser possível a sua aplicação.

As propriedades dos principais materiais de construção necessárias à análise inicial podem ser resumidas como:

Rigidez

Módulo de Elasticidade (Young) E

Módulo de Elasticidade Transversal G

Deve-se levar em conta que nos casos dos metais uma dada espessura fornece ambos os módulos E e G nas mesmas proporções enquanto nos compósitos há que ter em consideração a direção das fibras que os constituem.

Tensões Toleradas

Tensão de Flexão

Tensão de Corte

Tensão de Tração devido à pressão

O material que normalmente é utilizado na maior parte da estrutura da aeronave é liga leve em alumínio. Os comentários que se seguem referem-se primeiramente a este tipo de materiais, mas algumas medidas que digam respeito a outras ligas metálicas também são possíveis.

a) Tensão de Flexão

Uma avaliação cuidada da tolerância à flexão é complexa, requer um conhecimento dos detalhes principais da estrutura, quer nas superfícies de tensão quer de compressão. A

experiência sugere que se a magnitude permitida para as tensões de compressão for utilizada para a tensão superficial, isso faz com que a tolerância para a fadiga e propagação de

fissuras seja cumprida. Este critério de tolerância pode ser assumido para ambas as superfícies. O parâmetro principal na determinação da tolerância das tensões de compressão é a intensidade do carregamento. Se forem utilizados longarinas concentradas na construção, então é apropriado assumir como carga extrema de flexão 0.2% da tensão de flexão máxima.

b) Tensão de corte

Se se assumir que os revestimentos e reforços não empenam com o corte, então é suficiente assumir que as condições extremas de tolerância à tensão de corte, são 50% da máxima tensão de tração.

c) Tensão de tração devido à pressão.

É normal neste caso ser acertado pelo trabalho normal da pressão diferencial, a redução da tensão tolerada para valores abaixo do valor extremo tolerado para a fadiga e propagação de fissuras bem como factor final. O valor escolhido depende da filosofia de projeto adotada. Na Europa os níveis de tensão são escolhidos de modo a que o valor crítico de ruptura é maior do que os determinados pelo espaçamento da estrutura. Na

América do Norte é mais usual fazer a réplica da característica principal da fissuração e reforçar essas bandas na estrutura. Em resultado disto, na Europa o trabalho efetivo das tensões das ligas leves no projeto do diferencial de pressões quando a deformação da estrutura é tipicamente 0.5 m é bastante menos que 100 MN/m2, especialmente para projetos antigos, enquanto na América do Norte é sensivelmente mais. Sem solução muito exata para os mecanismos de análises de fratura é sugerido um valor de 100 MN/m2 para calcular a primeira estimativa de pressão de espessura do material para construções de liga leve.

Nos compósitos a estimativa da tolerância das propriedades dos materiais para construções compósitos é complexa, na medida em que é necessário fornecer propriedades direcionais especificas para conhecer as várias funções de carregamento e ainda como as várias laminagens interagem em certas circunstâncias.

Principais materiais utilizados na industria aeronáutica:

Alumínio. Titânio.

Madeira.

Fibra de Vidro.

Fibra de Carbono.

Aço.

Ligas Metálicas em Geral.

Materiais Compostos.

Alumínio

O alumínio possui uma combinação única de propriedades que o tornam um material de construção versátil, altamente utilizável e atrativo.

Propriedades do Alumínio:

Leve e com baixa densidade

Resistência

Elasticidade

Plasticidade

Fácil de trabalhar

Fácil de soldar

Fácil de montar

Resistente à corrosão

Ligas de Alumínio

Classificação	Composição
1XXX	Alumínio com no mínimo 99% de pureza
2XXX	Ligas de alumínio-cobre
3XXX	Ligas de alumínio-manganês
4XXX	Ligas de alumínio-sílica
5XXX	Ligas de alumínio-magnésio
6XXX	Ligas de alumínio-magnésio-sílica
7XXX	Ligas de alumínio-zinco-magnésio
8XXX	Ligas de alumínio-lítio

Alumínio Aeronáutico

As ligas de alumínio das séries aeronáuticas (2XXX e 7XXX) possuem como características principais os elevados níveis de resistência mecânica que, aliadas a baixa densidade do metal e a facilidade de conformação e usinagem, transformam o alumínio em uma das melhores opções para a fabricação de dispositivos e estruturas aeronáuticas.

Alumínio Aeronáutico Série 2XXX

As ligas de alumínio da série 2XXX são ligas com cobre 1,9-6,8% e muitas vezes contêm adições de manganês, magnésio e zinco.

Seu endurecimento por precipitação tem sido amplamente estudado.

Elas são usadas para aplicações tais como, forjamento, extrusão e tanques de armazenamento de gás liquefeito de transporte civil e aeronaves supersônicas.

Essas ligas têm menores taxas de crescimento de trinca e, portanto, têm melhor desempenho em fadiga do que as ligas da série 7XXX.

Portanto, estas são utilizadas nas asas e na parte inferior da fuselagem.

As ligas utilizadas são 2224, 2324 e 2524 (ambas as versões modificadas de 2224). Estas ligas são geralmente compostas por 99,34% de alumínio puro para maior resistência à corrosão.

Alumínio Aeronáutico Série 7XXX

O sistema Al-Zn-Mg oferece o maior potencial de endurecimento por precipitação (de ligas de alumínio).

O cobre muitas vezes é adicionado para melhorar a resistência à corrosão sob tensão (com o inconveniente de reduzir a soldabilidade).

Fissuração por corrosão diminui a resistência com o aumento da relação Zn:Mg.

A fissuração por corrosão têm sido a maior restrição sobre o uso dessas ligas, mas eles ainda têm sido usados em, vagões, aeronaves militares e civis.

Figura 6.77 – Aplicações de alumínio em aeronaves.

Características do Titânio

Por ser um metal leve, é usado em ligas para aplicação na indústria aeronáutica e aeroespacial.

Foi escolhido para essa função por suportar altas temperaturas, característica indispensável em mísseis e naves espaciais.

Propriedades do Titânio

Algumas importantes propriedades físicas do titânio comercialmente puro (sem elementos de liga) estão relacionadas na tabela a seguir.

Note que a densidade deste metal é de aproximadamente 56% da maioria dos aços liga, e que seu módulo de elasticidade da aproximadamente 50%.

A expansão térmica é também de aproximadamente 50% em relação ao aço inoxidável e um pouco menor do que a do aço carbono.

A condutividade térmica é aproximadamente a mesma do aço inox.

Propriedades Físicas do Titânio

Propriedades físicas do titânio sem elementos de liga

Densidade: 0,163 lbs/in³ (4,51 g/cm3)

Fusão: 3000 – 3100°F 164°C à 170°C

Temperatura de transição Beta: 1675°F +_ 25°F 898°C à 926°C

Estrutura molecular à temperatura ambiente: HCP

Estrutura molecular acima da temperatura Beta: BCC

Módulo de elasticidade (tensão): E = 14,9 x 10 6 PSI

Módulo de elasticidade (compressão): E = 13,0 x 14,0 x 10 6 PSI

Módulo de elasticidade (torção): G = 6,5 x 10 6 PSI

Razão de Poisson: 0,34

Dureza: BHN 190 (~= 192 Vickers)

Figura 6.78 – Aplicação de titânio em trem de pouso.

Madeira Aeronáutica - Freijó

Aplicações em hélices e estruturas aeronáuticas, tanto de aeronaves experimentais (substituindo a sitka e o "spruce" comum nos EUA) como reposição de componentes de aeronaves antigas. Seu uso aeronáutico é homologado pelo CPT. Algumas aeronaves tradicionais brasileiras como o paulistinha têm largo emprego de freijó em sua estrutura.

Propriedades Mecânicas - Freijó

Físicas

Densidade de massa (ρ):
aparente verde: 920 kg/m³

aparente a 15% de umidade: 590 kg/m³

básica: 480 kg/m³

Mecânicas

Flexão

Resistência - FM:

Madeira verde: 79,9 MPa

Madeira seca (15% de umidade): 93,7 MPa

Módulo de Ruptura:

verde: 65,0 MPa

seca: 95,2 MPa

Módulo de elasticidade:

verde: 8.500 MPa

seca: 11.101 MPa

Limite de proporcionalidade:

verde: 34,4 MPa

Compressão

Resistência – Fc0:

Madeira verde: 36,6 MPa

Madeira seca (15% de umidade): 27,9 MPa

Módulo de elasticidade:

verde: 14.631 MPa

Figura 6.79 – Aplicação de madeira na construção de aeronaves.

Materiais Compósitos

Fibra de vidro: é o material compósito produzido basicamente a partir da aglomeração de finíssimos filamentos flexíveis de vidro com resina poliéster (ou outro tipo de resina) e posterior aplicação de uma substância catalisadora de polimerização. o material resultante é geralmente altamente resistente, possui excelentes propriedades mecânicas e baixa densidade.

Permite a produção de peças com grande variedade de formatos e tamanhos, tais como placas para montagem de circuitos eletrônicos, cascos e hélices de barcos, fuselagens de aviões, peças para inúmeros fins industriais em inúmeros ramos de atividade, carroçarias de automóveis, e em milhares de outras aplicações.

Fibra de carbono: as fibras carbônicas ou fibras de carbono são matérias-primas que provém da pirólise de materiais carbonáceos que produzem filamentos de alta resistência mecânica usados para os mais diversos fins, entre estes motores de foguetes (naves espaciais).

Estes materiais compósitos, também designados por Materiais plásticos reforçados por fibra de carbono ("CFRP - Carbon Fiber Reinforced Plastic)" estão neste momento a assistir a uma demanda e um desenvolvimento extremamente elevados por parte da indústria aeronáutica, na fabricação de peças das asas.

Propriedades da Fibra de Carbono

Tabela 1. Propriedades Nominais Típicas dos Pré-impregnados de Carbono/Epóxi F-584.

Propriedades Mecânicas	Fita Unidirecional	Tecido Bidirecional	Norma ASTM
Módulo Longitudinal, E_1 (GPa)	130	65	D 3039
Módulo Transversal, E_2 (GPa)	2	65	D 3039
Módulo de Cisalhamento, G_{12} (GPa)	6	5	D 4255
Quociente de Poisson, ν_{12} (GPa)	0,27	0,05	D 3039
Resistência à Tração Longitudinal, X_T (MPa)	1721	680	D 3039
Resistência à Tração Transversal, Y_1 (MPa)	43	680	D 3039
Resistência à Compressão Longitudinal, X_c (MPa)	703	548	D 3410
Resistência à Compressão Transversal, Y_c (MPa)	133	548	D 3410
Resistência ao Cisalhamento no Plano, S_{12} (MPa)	88	122	D 4255
Resistência ao Cisalhamento Interlaminar, S_{13} (MPa)	84	70	D 2344
Massa Específica, ρ (kg/mm^3 x 10^{-5})	0,155	0,157	D 3171
Espessura Nominal da Camada, t_{nom} (mm)	0,18	0,35	
Massa Específica da Resina (g/cm^3)	1,22	1,22	
Massa Específica da Fibra de Carbono (g/cm^3)	1,77	1,77	

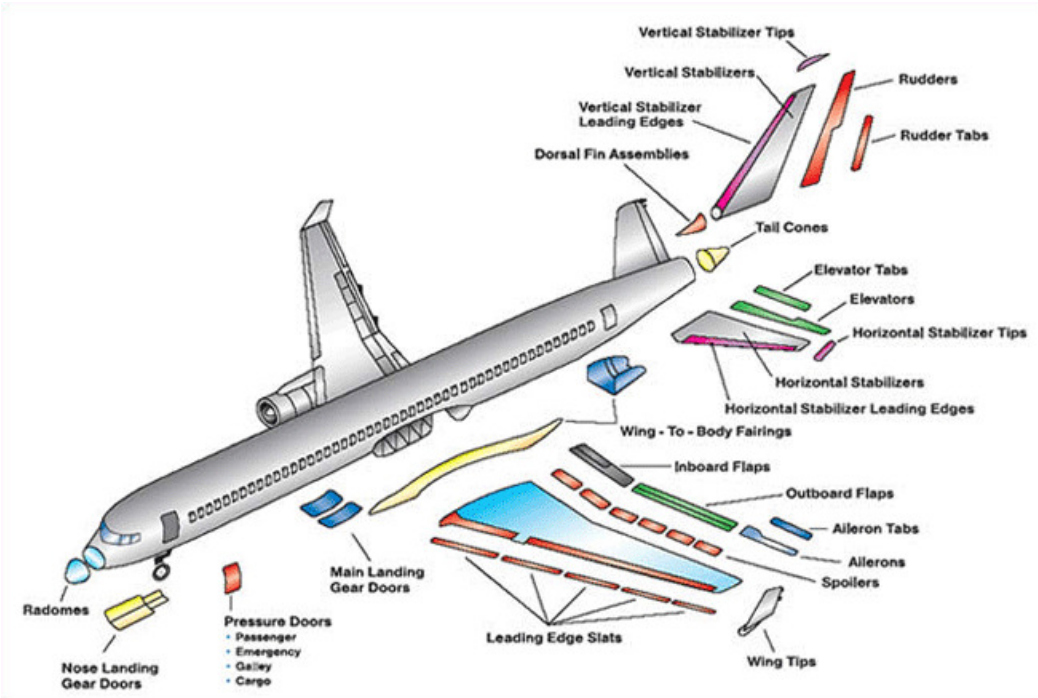


Figura 6.80 – Aplicação de compósitos em aeronaves.

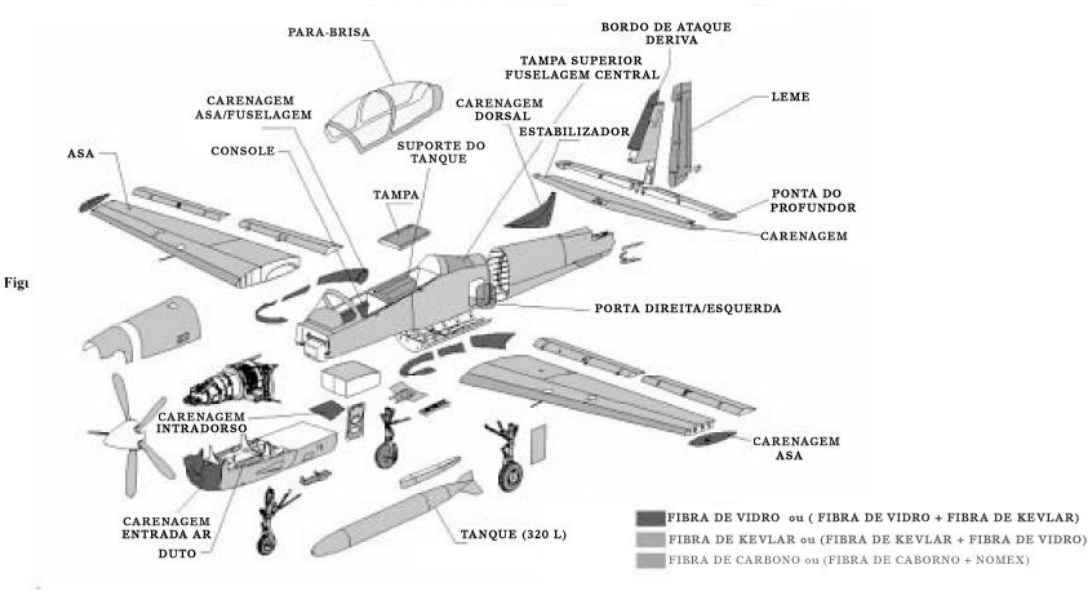


Figura 6.81 – Materiais Compósitos no EMB-314.

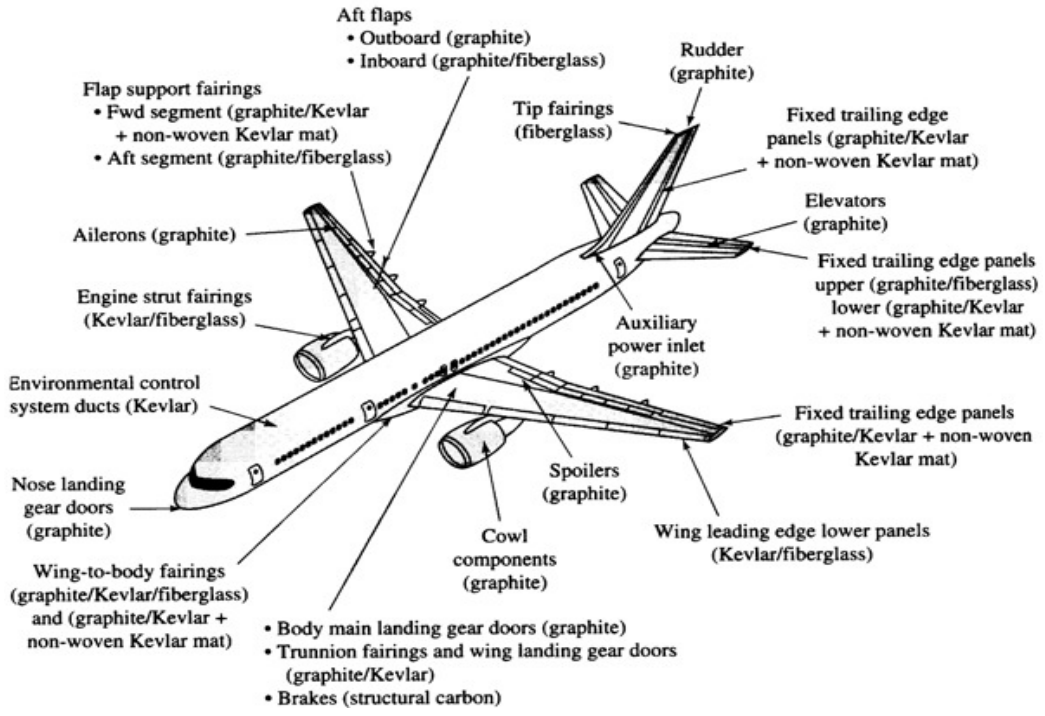


Figura 6.82 – Aplicação dos Materiais Compósitos na Estrutura do Boeing 757-200.

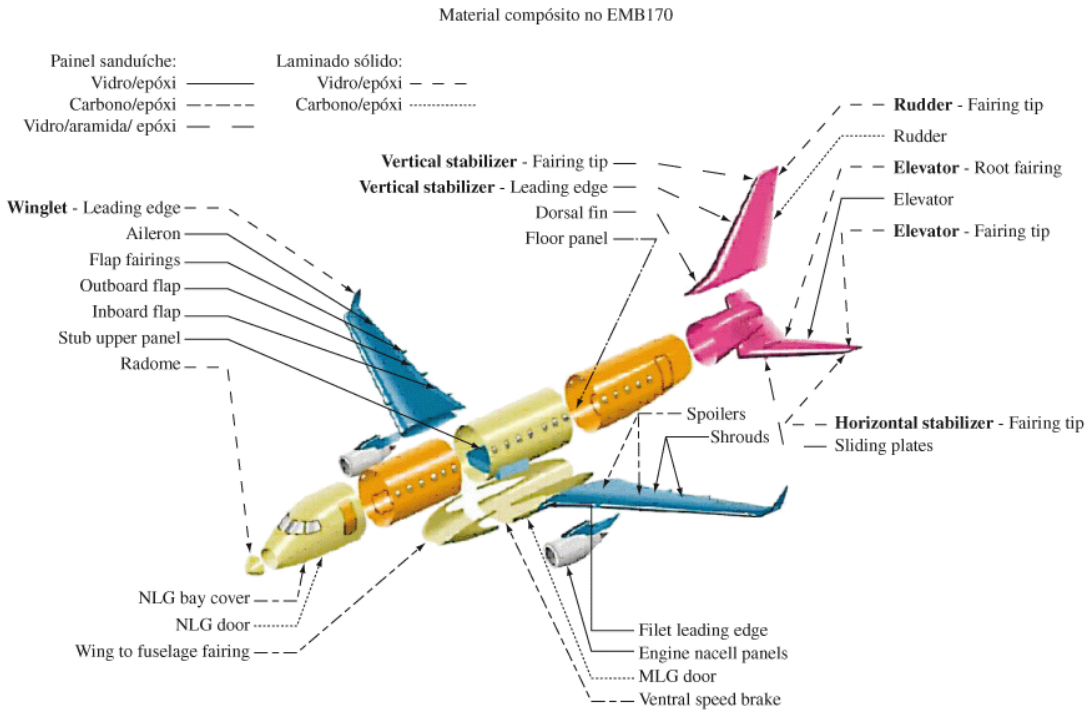


Figura 6.83 – Aplicação dos Materiais Compósitos na Estrutura do EMB-170.

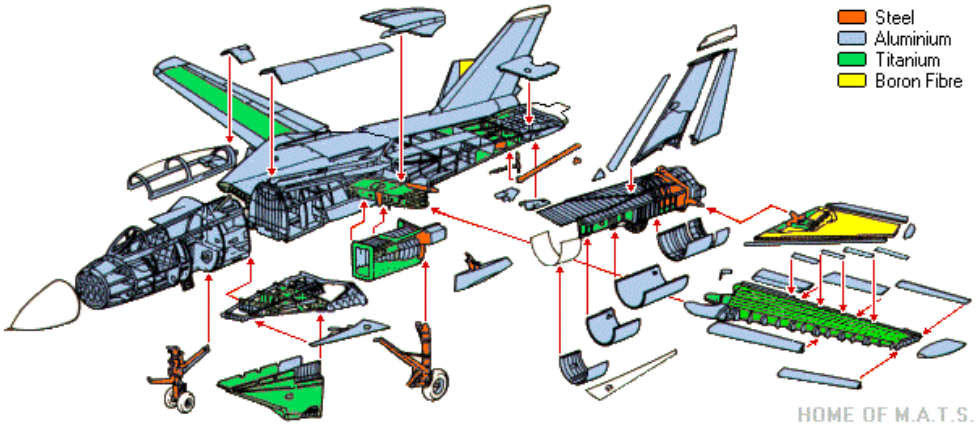


Figura 6.84 – Materiais Aplicados na Construção do F-14.

6.5.1 - Propriedades mecânicas dos materiais empregados no AeroDesign

Muitos tipos de materiais podem ser empregados para o projeto e desenvolvimento de uma aeronave destinada a participar do AeroDesign, porém, alguns são mais usuais e portanto amplamente utilizados. Como o regulamento da competição busca incentivar as equipes a obter a máxima eficiência estrutural, é importante que materiais leves e resistentes sejam utilizados, dentre esses materiais, os mais empregados são: fibra de carbono, fibra de vidro,

isopor, madeira balsa, ligas leves de alumínio, nylon e outros que propiciem leveza estrutural e resistência mecânica às cargas atuantes durante o vôo.

Cada um dos materiais citados possuem características de resistência e deformação próprias e apresentam um melhor desempenho em componentes específicos da aeronave, por exemplo, as fibras de vidro e carbono podem ser utilizadas para confecção da fuselagem, do "tail boom" do trem de pouso e da longarina da asa, isopor e madeira balsa geralmente são empregados para a modelagem e construção das asas e empenagens e as ligas de alumínio e o nylon podem ser utilizados para fabricação de rodas e juntas de ligação entre componentes e em alguns casos também são utilizados para a confecção do trem de pouso.

Principais Materiais Utilizados no AeroDesign

Alumínio.
Madeira Balsa.
Compensado Aeronáutico.
Fibra de Carbono.
Ligas Metálicas em Geral.

Materiais Compostos.

Figura 6.85 – Exemplo de simulação de carregamento em uma fuselagem.

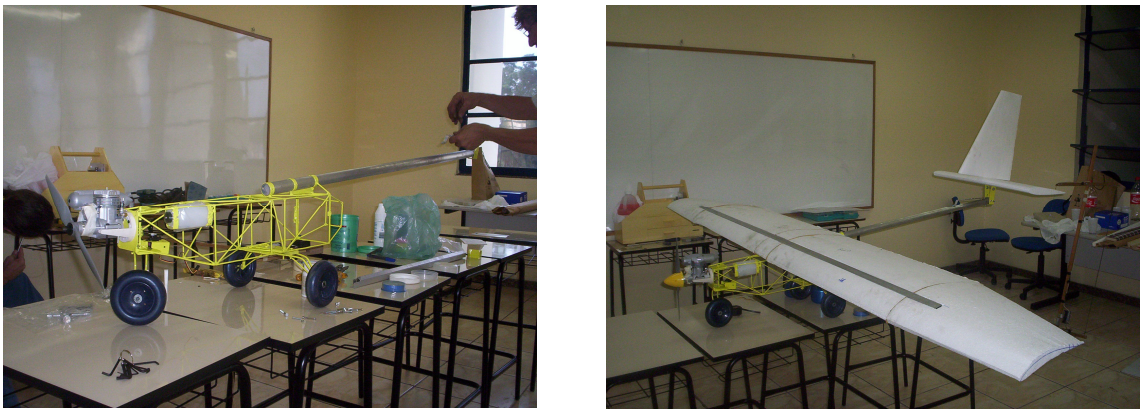


Figura 6.86 – Exemplo de simulação de carregamento em uma fuselagem.

Figura 6.87 – Exemplo de simulação de carregamento em uma fuselagem.

Materiais Empregados no AeroDesign para Asa e Empenagem

Madeira Balsa.

Isopor.

Fibra de Carbono.

Fibra de Vidro.

Compensado Aeronáutico.

Alumínio.

Tipos de Longarinas

Tubular.

Caixão.

Viga T

Viga I

Esses modelos fornecem leveza e excelente resistência mecânica.

Figura 6.88 – Construção da asa AeroDesign.

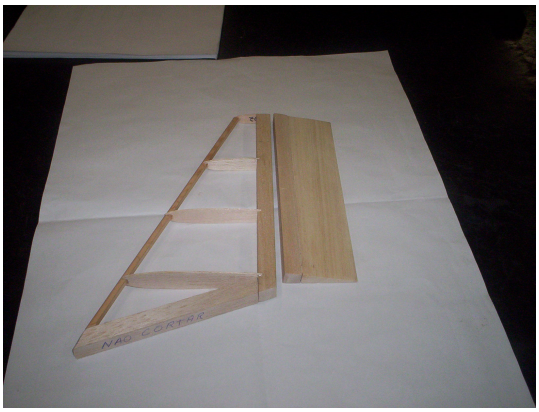


Figura 6.89 – Construção da empenagem AeroDesign.

6.6 - Método do Elementos Finitos

No âmbito da Engenharia de Estruturas, o Método dos Elementos Finitos (MEF) tem como objetivo a determinação do estado de tensão e de deformação de um sólido de geometria arbitrária sujeito a forças externas.

Este tipo de cálculo tem a designação genérica de análise de estruturas e surge, por exemplo, no estudo de edifícios, pontes, barragens, automóveis, aeronaves, etc.

Quando existe a necessidade de projetar uma estrutura, é habitual proceder-se a uma sucessão de análises e modificações das suas características, com o objetivo de se alcançar uma solução satisfatória, quer em termos econômicos, quer na verificação dos pré-requisitos funcionais e regulamentares.

As técnicas descritas nesta aula apenas correspondem à fase de análise do comportamento de uma estrutura cuja geometria, materiais e forças são a priori conhecidos.

Estruturas Reticuladas e Não Reticuladas

Nos cursos de Engenharia Aeronáutica e de Engenharia Mecânica é tradicional começar o estudo da análise de estruturas com vigas, pórticos e treliças.

As estruturas deste tipo recebem a designação de reticuladas, por serem constituídas por barras prismáticas cuja seção transversal apresenta dimensões muito inferiores ao comprimento do seu eixo.

As estruturas não reticuladas são, em geral, estudadas como meios contínuos (e.g., cascas, sólidos).

Nas estruturas reticuladas surgem já muitos conceitos que são comuns à generalidade das estruturas, tais como o de equilíbrio, compatibilidade, tensão, deformação, relação entre tensão e deformação, etc.

No âmbito das estruturas reticuladas torna-se particularmente simples explicar o método das forças e o método dos deslocamentos, bem como outras técnicas que, em geral, são difíceis de estender aos meios contínuos.

Tipo de Análise

Quando surge a necessidade de resolver um problema de análise de uma estrutura, a primeira questão que se coloca é a sua classificação quanto à geometria, modelo do material constituinte e forças aplicadas.

O modo como o MEF é formulado e aplicado depende, em parte, das simplificações inerentes a cada tipo de problema.

Análise Dinâmica ou Estática

As ações sobre as estruturas são em geral dinâmicas, devendo ser consideradas as forças de inércia associadas às acelerações a que cada um dos seus componentes fica sujeito.

Por este motivo, seria de esperar que a análise de uma estrutura teria obrigatoriamente de ter em consideração os efeitos dinâmicos.

Contudo, em muitas situações é razoável considerar que as forças são aplicadas de um modo suficientemente lento, tornando desprezáveis as forças de inércia. Nestes casos a análise designa-se estática.

Análise Linear ou Não Linear

Na análise de uma estrutura sólida, é habitual considerar que os deslocamentos provocados pelas forças externas são muito pequenos quando comparados com as dimensões dos componentes da estrutura.

Nestas circunstâncias, admite-se que não existe influência da modificação da geometria da estrutura na distribuição dos esforços e das tensões, assim, todo o estudo é feito com base na geometria inicial indeformada.

Se esta hipótese não for considerada, a análise é designada não linear geométrica.

Tipo de Estrutura

As estruturas podem ser classificadas quanto à sua geometria como reticuladas, laminares ou sólidas.

Estas últimas são as mais genéricas, sendo classificadas como sólidas as que não apresentarem características que as permitam enquadrar no grupo das laminares ou das reticuladas.

Estruturas Laminares

As estruturas laminares são as que se desenvolvem para ambos os lados de uma superfície média, mantendo-se na sua vizinhança. É o caso de uma lâmina cuja espessura é muito inferior às restantes dimensões.

Quando a superfície média é plana, a estrutura laminar pode ser classificada como parede ou casca plana.

Estruturas Reticuladas

As estruturas reticuladas são as constituídas por barras prismáticas, cujas dimensões transversais são muito menores do que o comprimento do respectivo eixo.

Principais Softwares para Análise Numérica de Tensões e Deformações

Nastran.
Ansys.
Catia.
Cosmos.
etc...

Aplicações na Estrutura de um Avião

Análise de tensões e deslocamentos nos seguintes componentes:

Asa.
Fuselagem.
Empenagem.
Trem de Pouso.
etc...

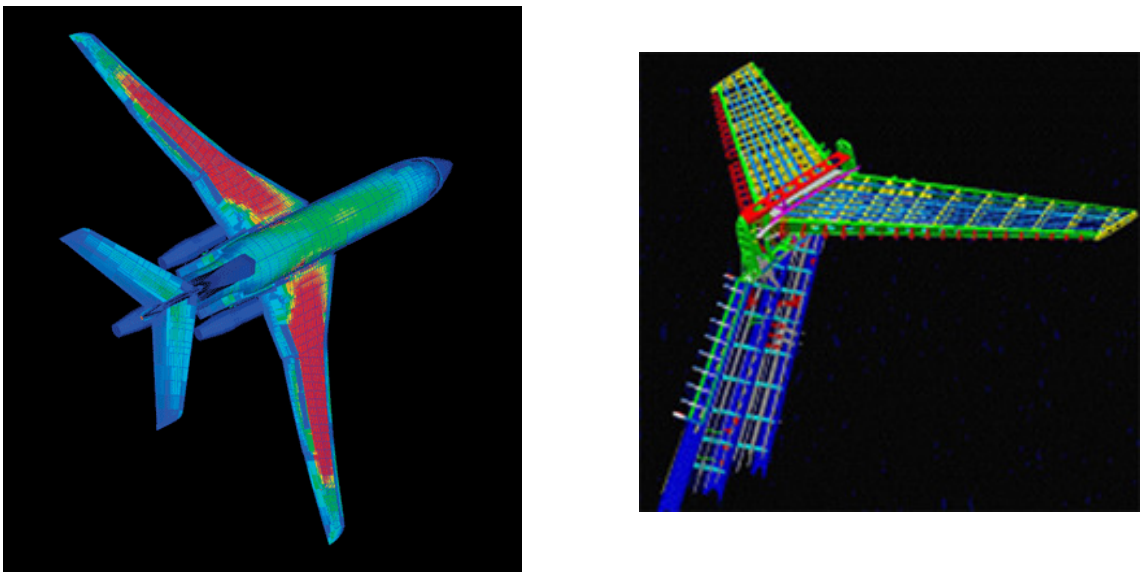


Figura 6.90 – Exemplo de simulação numérica na aeronave e na empenagem.

Figura 6.91 – Exemplo de simulação numérica no trem de pouso.

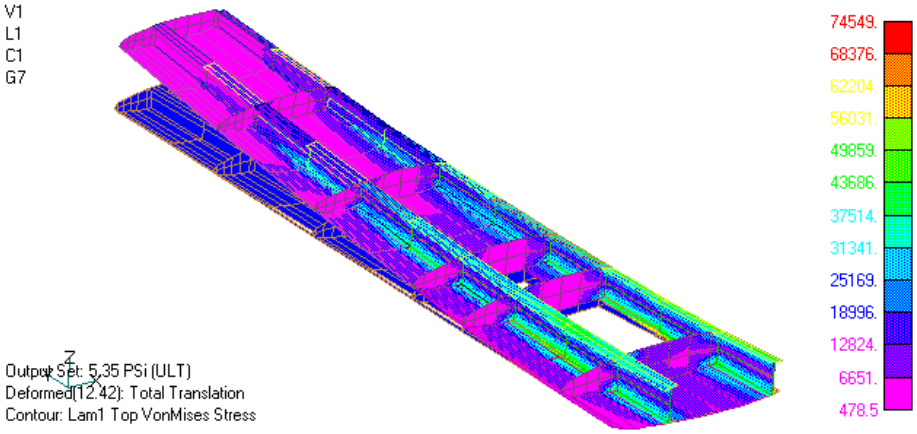


Figura 6.92 – Exemplo de simulação numérica na asa.

Análise Numérica no AeroDesign

O principais fatores estruturais a serem avaliados em uma aeronave que participa da competição SAE-AeroDesign são:

Tensões de Von Mises nas estruturas da asa, da empenagem, da fuselagem e do trem de pouso.

Deslocamentos nas estruturas da asa, da empenagem, da fuselagem e do trem de pouso.

Princípios para a Realização da Análise Numérica

Escolher o software que será utilizado.

Conhecer as limitações do software.

Conhecer a magnitude e a direção das cargas atuantes em cada componente do avião.

Selecionar o material correto para o componente (propriedades mecânicas).

Saber onde colocar os pontos de restrição de cada componente avaliado.

Avaliação dos Resultados da Análise Numérica

A realização de uma análise numérica para o AeroDesign somente recebe uma importância no desenvolvimento do projeto se a equipe avaliar corretamente os resultados obtidos.

Não adianta nada colocar uma figura colorida no relatório de projeto se a avaliação dos

resultados não for realizada de maneira correta.

Critérios Avaliação dos Resultados da Análise Numérica

Verificar se a tensão atuante é menor que a tensão limite do material, em caso afirmativo significa que a estrutura suportará os esforços com fator de segurança maior que 1.

Verificar se o fator de segurança obtido não é exagerado resultando em um super

dimensionamento da estrutura.

Avaliar o deslocamento máximo.

“Vermelho” não significa que a peça vai quebrar, mas sim, mostra a região mais solicitada.

Se a tensão atuante for menor que a tensão limite do material, uma região “vermelha” apenas indica os pontos mais solicitados da estrutura.

Aplicações de Análise Numérica no AeroDesign

A seguir são apresentadas algumas análises que podem ser realizadas em aeronaves que participam da competição AeroDesign.

Em cada uma das análises é possível se fazer uma análise da escala de resultados e verificar a resistência da estrutura.

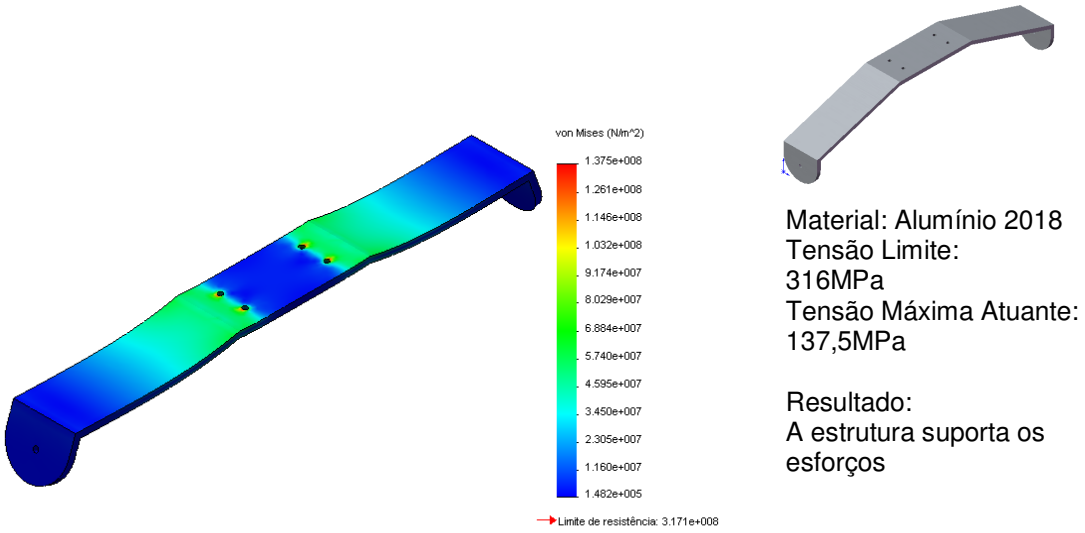


Figura 6.93 – Exemplo de simulação de carregamento em uma fuselagem.

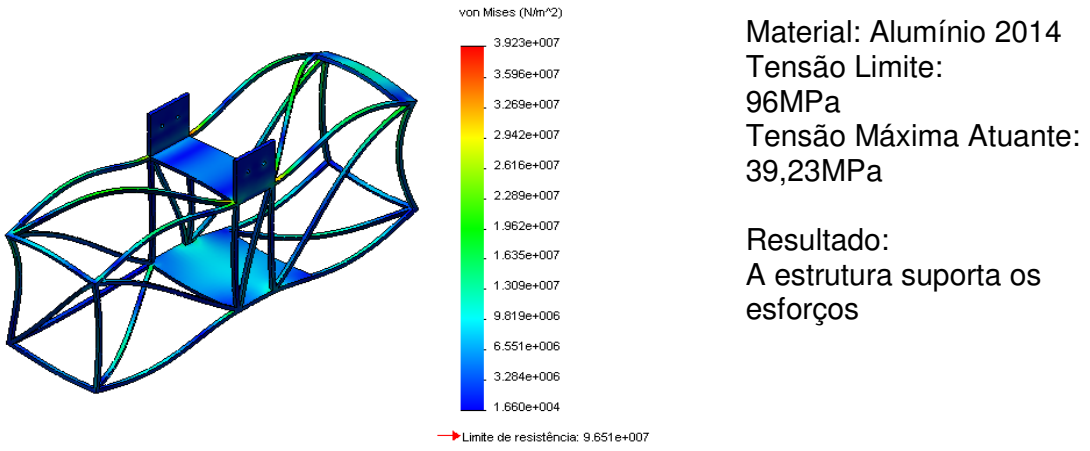


Figura 6.94 – Exemplo de simulação de carregamento em uma fuselagem.

CAPÍTULO 7

METODOLOGIA DE PROJETO

7.1 – Introdução

Este capítulo tem por objetivo apresentar ao estudante a metodologia de projeto para uma nova aeronave destinada a participar da competição SAE-AeroDesign. Pretende-se com este capítulo, mostrar ao estudante toda a relação existente entre os conceitos de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e estrutural da aeronave, pois não há como se pensar no projeto de uma aeronave através do estudo isolado de cada uma dessas disciplinas, uma vez que um avião como um todo somente será considerado bom quando o seu projeto global for satisfatório para as metas e objetivos almejados.

Assim, todos os conceitos anteriormente apresentados no presente livro devem a partir deste ponto ser aplicados em conjunto, pois como será mostrado, muitas características de desempenho, estabilidade e estrutural da aeronave dependem diretamente do projeto aerodinâmico e vice-versa.

7.2 – Metodologia de cálculo

Todo projeto destinado a participar do AeroDesign deve ser realizado a partir de uma análise minuciosa do regulamento da competição, onde a equipe deve estar atenta a todas as restrições e permissões existentes.

De acordo com as dimensões mínimas requeridas para a aeronave, o primeiro ponto a ser realizado é o projeto conceitual no qual deve ser definido o modelo da aeronave e as principais dimensões que atendam o regulamento da competição.

Uma vez definida a aeronave, são realizados os cálculos de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle e estrutural, no qual todos estes cálculos devem ser tecnicamente fundamentados e devidamente justificados no relatório de projeto. Todo o projeto deve seguir como base a vasta bibliografia aeronáutica existente e os cálculos realizados devem fornecer resultados confiáveis e que proporcionem um projeto altamente competitivo.

Também é importante citar que a equipe estabeleça uma meta inicial para o sucesso do projeto e que dentro deste objetivo estejam compreendidos prognósticos otimistas, realistas e pessimistas, pois nem sempre o resultado obtido é o desejado, principalmente para as equipes iniciantes que não possuem experiência com o desenvolvimento de projetos dessa natureza.

O projeto de uma aeronave necessita de cálculos essenciais e que não podem ser descartados em nenhuma hipótese, e assim, tem-se que para se realizar o cálculo de uma aeronave completa, os seguintes requisitos devem ser cumpridos.

A) Projeto conceitual:

Concepção da aeronave com as dimensões fundamentais da asa (envergadura, corda na raiz e corda na ponta);

Desenho preliminar da configuração adotada para que a equipe já possua uma noção das dimensões estimadas da aeronave.

B) Cálculos de aerodinâmica:

Calcular o alongamento e a relação de afilamento;

Determinar a corda média aerodinâmica;

Estimar o número de Reynolds para a asa em projeto;

Selecionar o perfil aerodinâmico para a asa e traçar as curvas c_l versus alfa e c_d versus alfa do perfil selecionado;

Realizar a correção da curva c_l versus alfa do perfil para a curva C_L versus alfa da asa e determinar o coeficiente de sustentação máximo e o ângulo de estol;

Em função das dimensões previstas para a aeronave, determinar a mínima área requerida para as superfícies horizontal e vertical da empenagem;

Selecionar os perfis aerodinâmicos da empenagem;

Prever o possível desenho da fuselagem considerando as dimensões mínimas do compartimento de carga;

Fazer um desenho completo da aeronave, preferencialmente em três dimensões e estimar a área molhada da mesma;

Determinar a polar de arrasto e calcular a eficiência aerodinâmica máxima.

C) Cálculos de desempenho:

Selecionar o motor e a hélice a ser utilizada;

Determinar as curvas de tração disponível e requerida;

Determinar as curvas de potência disponível e requerida;

Determinar as velocidades mínima, máxima e de estol da aeronave;

Calcular o desempenho de subida da aeronave e traçar o gráfico da razão de subida em função da velocidade horizontal;

Calcular o desempenho de planeio para uma condição de máximo alcance;

Determinar o comprimento de pista necessário para a decolagem da aeronave;

Avaliar o comprimento de pista necessário para o pouso;
Calcular o raio de curvatura mínimo;

Estimar o tempo necessário para se completar a missão;

Determinar o gráfico de carga útil em função da altitude-densidade.

D) Cálculos de estabilidade:

Determinar a posição do centro de gravidade;

Calcular os critérios para se garantir a estabilidade longitudinal estática;

Determinar a posição do ponto neutro;

Determinar a margem estática;

Calcular o ângulo de trimagem e avaliar as características de controle longitudinal da aeronave.

Realizar cálculos pra se garantir a estabilidade lateral e direcional da aeronave.

E) Cálculo estrutural:

Selecionar os materiais a serem utilizados na construção da aeronave;

Determinar o diagrama *v-n* de manobra;

Calcular a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa;

Dimensionar a estrutura da asa para suportar os esforços de cisalhamento, flexão e torção;

Dimensionar a estrutura da empenagem;

Realizar o dimensionamento do trem de pouso;

Apresentar um desenho definitivo da aeronave.

7.3 - A Competição SAE-AeroDesign

A SAE BRASIL é uma associação sem fins lucrativos que congrega pessoas físicas (engenheiros, técnicos e executivos) unidas pela missão comum de disseminar técnicas e conhecimentos relativos à tecnologia da mobilidade em suas variadas formas: terrestre, marítima e aeroespacial.

A SAE BRASIL foi fundada em 1991 por executivos dos segmentos automotivo e aeroespacial, conscientes da necessidade de se abrirem as fronteiras do conhecimento para os profissionais brasileiros da mobilidade, em face da integração do País ao processo de globalização da economia, ora em seu início, naquele período. Desde então, a SAE BRASIL tem experimentado extraordinário crescimento, totalizando mais de 5 mil associados e 10 seções regionais distribuídas desde o Nordeste até o extremo Sul do Brasil, constituindo-se hoje na mais importante sociedade de engenharia do Brasil.

A SAE BRASIL é filiada à SAE International, uma associação com os mesmos fins e objetivos fundada em 1905, nos Estados Unidos, por líderes de grande visão da indústria automotiva e da então nascente indústria aeronáutica, dentre os quais se destacam Henry Ford, Thomas Edison e Orville Wright e tem se constituído, em mais de 100 anos de existência, em uma das principais fontes de normas e padrões relativas aos setores automotivo e aeroespacial em todo o mundo, com mais de 5 mil normas geradas e 85 mil sócios distribuídos em 93 países.

Missão e Visão da SAE-Brasil

MISSÃO: Promover o avanço e a disseminação do conhecimento da Tecnologia da Mobilidade através da formação, desenvolvimento e interação dos profissionais dos setores empresarial, governamental e acadêmico, com responsabilidades social e ambiental.

VISÃO: Ser reconhecida por seus associados, empresas, entidades e governo como a melhor referência na promoção, estímulo e apoio aos avanços da Tecnologia da Mobilidade.

História da SAE-Brasil

A história da SAE BRASIL tem suas origens na década de 70, quando um número cada vez mais expressivo de engenheiros e executivos de empresas multinacionais estabelecidas no país passou a integrar o quadro de associados da SAE Internacional.

Com o mesmo perfil de sua inspiradora norte-americana, a SAE BRASIL é uma entidade sem fins lucrativos, cujo quadro de associados é integrado por pessoas físicas (empresários, acadêmicos, executivos, engenheiros técnicos e outros profissionais) que tem como principal interesse o desenvolvimento e a disseminação de conhecimentos e técnicas da Mobilidade. A SAE BRASIL está estruturada em uma sede central e 11 Seções Regionais, estabelecidas em cidades ou regiões cujas atividades, de natureza industrial ou acadêmica, são fortemente vinculadas à Tecnologia da Mobilidade.

Fazendo jus à finalidade, a SAE BRASIL organiza um grande número de atividades específicas para o setor da Mobilidade. São os congressos, as exposições, os seminários regionais, os simpósios, os programas de visitas a fábricas e os programas de finalidade educacional realizados sob a forma de competições de fundo tecnológico, das quais participam estudantes e professores.

São eventos que, pela qualidade de conteúdo, pertinência à temática e fidelidade aos objetivos, não só vêm contribuindo firmemente para a ampliação das ações da Mobilidade no país, como também, devido à aguda percepção de seus participantes e patrocinadores, vêm se caracterizando como ocasiões ideais para lançamento de produtos inovadores, apresentação de idéias ousadas e exposição de conceitos avançados ligados à Mobilidade.

Seções Regionais da SAE-Brasil

Seção Bahia;
Seção Campinas;
Seção Caxias do Sul;
Seção Minas Gerais;
Seção Paraná e Santa Catarina;
Seção Porto Alegre;
Seção Rio de Janeiro;
Seção São Carlos e Piracicaba;
Seção São José dos Campos;
Seção São Paulo.

Competições Estudantis Promovidas e Organizadas pela SAE-Brasil

a) Fórmula SAE

Figura 7.1 - Competição Fórmula SAE.

b) Baja SAE-Brasil

Figura 7.2 - Competição Baja SAE-Brasil.

c) AeroDesign

Figura 7.3 - Competição SAE-Brasil AeroDesign.

Competição AeroDesign

O Projeto AeroDesign, organizado pela SAE BRASIL (Sociedade dos Engenheiros da Mobilidade), consiste de uma competição de engenharia, aberta a estudantes universitários de graduação e pós-graduação em Engenharia, Física e Ciências Aeronáuticas.

A SAE BRASIL, ao organizar e fazer realizar esta competição vai ao encontro de uma de suas missões, qual seja a de contribuir para a formação acadêmica dos futuros profissionais da mobilidade.

A competição oferece uma oportunidade única a estudantes universitários e de pósgraduação de, organizados em equipes, desenvolverem um projeto aeronáutico em todas

suas etapas, desde a concepção, passando pelo congêneres.

A Competição SAE BRASIL AeroDesign tem o apoio institucional do Ministério da Educação, por alinhar-se e vir ao encontro de objetivos das políticas e diretrizes deste Ministério.

A competição ocorre nos Estados Unidos desde 1986, tendo sido concebida e realizada pela SAE International, sociedade que deu origem à SAE BRASIL em 1991 e da qual esta última é afiliada. Sob o nome de SAE AeroDesign, a competição envolve representantes de escolas dos EUA e de vários países da Europa e das Américas.

A partir de 1999 esta competição passou a constar também do calendário de eventos estudantis da SAE BRASIL.

Objetivos da Competição

Promover uma oportunidade única de aprendizado na área aeronáutica através de um projeto multidisciplinar e desafiador;
Despertar interesse na área aeronáutica;
Intercâmbio técnico e de conhecimento entre as equipes;
Desenvolver o espírito de trabalho em equipe;
Desenvolver capacidade de liderança e planejamento;
Desenvolver a capacidade de se vender idéias e projetos;
Incentivar o comportamento ético e profissional.

Premiação da Competição

As duas equipes vencedoras da edição da competição brasileira na Classe Regular, bem como a primeira colocada na Classe Aberta e a primeira colocada na Classe Micro, ganham o direito de participar de competição similar promovida pela SAE International, no primeiro semestre do ano subseqüente, competindo com equipes de diferentes países e contando, para tanto, com apoio técnico, logístico e financeiro, por parte da SAE BRASIL.

Requisitos para o Sucesso do Projeto

Uma série de aspectos deve ser observada a fim de garantir o sucesso do projeto:
Projeto Preliminar;
Cálculos;
Ensaios;
Detalhes de Projeto;
Construção;
Preparação do Relatório;
Apresentação Oral;
Competição de Vôo.

Aspectos de Equipe para o Sucesso do Projeto

Além dos requisitos técnicos, a equipe deverá preocupar-se com vários outros aspectos para alcançar o sucesso do projeto:
Procura de Patrocínio (apoio financeiro);
Planejamento;
Liderança eficaz;
Trabalho em equipe;
Logística;
Habilidade de comunicação;
Interpretação das regras;

Criatividade e Inovação;
Ter Espírito esportivo.

Pontuação de Projeto

A pontuação total engloba os seguintes itens:
Relatório de Projeto (contendo plantas previsão de carga útil);
Apresentação Oral;
Peso Máximo Carregado;
"Acuracidade" de Previsão do Peso Carregado;
Concordância projeto-construção;
Bonificações e penalidades.

7.4 - Histórico do AeroDesign Brasil

Esta seção mostrará de forma bem resumida um pequeno histórico sobre a competição SAE-AeroDesign no Brasil.

I Competição SAE-AeroDesign 1999

Equipes Participantes: 10 Equipes Inscritas

Figura 7.4 - Competição SAE-Brasil AeroDesign 1999.

II Competição SAE-AeroDesign 2000

Equipes Participantes: 26 Equipes Inscritas

Figura 7.5 - Aeronave da UFRN na Competição SAE-Brasil AeroDesign 2000.

III Competição SAE-AeroDesign 2001
Equipes Participantes: 47 Equipes Inscritas.
Classificação Final:
1º - Aerolovers – ITA
2º - Hércules – EESC – USP São Carlos
Carga Máxima Carregada:
Equipe Aerolovers – ITA – 9,74kg

Figura 7.6 - Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2001.

IV Competição SAE-AeroDesign 2002
Equipes Participantes: 49 Equipes Inscritas.
Classificação Final:
1º - Abaquaraçu - EESC - USP
Carga Máxima Carregada:
Equipe Abaquaraçu - EESC - USP – 9,6kg

Figura 7.7 – Aeronave Abaquaraçu - EESC – USP 2002.

V Competição SAE-AeroDesign 2003
Equipes Participantes: 53 Equipes Inscritas.
Classificação Final:
1º - Car-Kará – UFRN

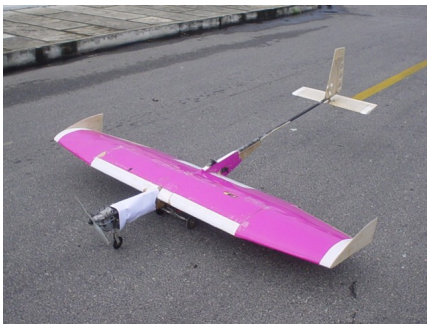


Figura 7.8 – Aeronave UFRN 2003.

VI Competição SAE-AeroDesign 2004
Equipes Participantes: 61 Equipes Inscritas.
Classificação Final:
Classe Regular:
1º - Car-Kará – UFRN
2º - Canarinho – Unesp – Bauru
Classe Aberta:
1º - Leviatã - ITA
Car-Kará
Carga Máxima Carregada:
Equipe Car-Kará – UFRN – 10,42kg

Figura 7.9 – Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2004.

Figura 7.10 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2004.

VII Competição SAE-AeroDesign 2005
Equipes Participantes: 61 Equipes Inscritas
Classificação Final:
Classe Regular:
1º - Uai sô Fly – UFMG
2º - Tucano – Universidade Federal de Uberlândia
Classe Aberta:
1º - EESC USP Open – EESC – USP – São Carlos
Carga Máxima Carregada:
Equipe Uai sô Fly – UFMG – 9,08kg

Figura 7.11 – Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2005.

Figura 7.12 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2005.

Participação da Primeira Equipe Internacional:
Equipe Wayu-Com – Venezuela

Figura 7.13 – Primeira equipe internacional SAE-Brasil AeroDesign 2005.

VIII Competição SAE-AeroDesign 2006
Equipes Participantes: 81 Equipes Inscritas
Classificação Final:
Classe Regular:
1º - Keep Flying – Poli USP
2º - Uirá – Universidade Federal de Itajubá
Classe Aberta:
1º - EESC USP Charlie – EESC – USP – São Carlos
Keep Flying
Carga Máxima Carregada:
Equipe Keep Flying – Poli USP – 12,13kg

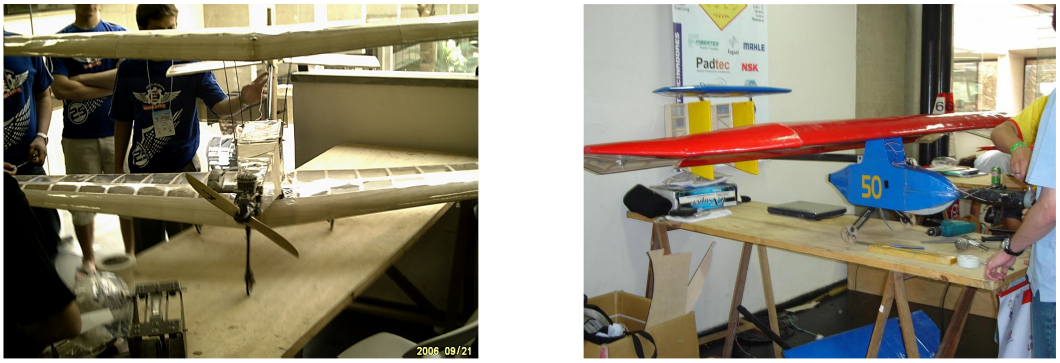


Figura 7.14 – Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2006.

Figura 7.15 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2006.

Participação da Primeira Equipe Européia:
Equipe Audazes – IST – Portugal

Figura 7.16 – Primeira Equipe Européia SAE-Brasil AeroDesign 2006.

Participação da Primeira Equipe Feminina:
Equipe Fly Girls – Uninove

Figura 7.17 – Primeira Equipe Feminina SAE-Brasil AeroDesign 2006.

IX Competição SAE-AeroDesign 2007
Equipes Participantes: 78 Equipes Inscritas
8 Equipes na Classe Aberta
Classificação Final:
Classe Regular:
1º - Cefast – Cefet-MG
2º - EESC USP Alpha – EESC – USP – São Carlos
Classe Aberta:
1º - Car-Kará Open – UFRN
Carga Máxima Carregada:
Equipe Cefast – Cefet-MG – 11,9kg

Figura 7.18 – Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2007.

Figura 7.19 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2007.

X Competição SAE-AeroDesign 2008
Equipes Participantes: 77 Equipes Inscritas
Classificação Final:
Classe Regular:
1º - Uai sô Fly – UFMG
2º - Keep Flying – Poli Usp
Classe Aberta:
1º - EESC USP Charlie – EESC – USP – São Carlos
Carga Máxima Carregada:
Equipe Cefast – Cefet-MG – 14kg – 2º Setor

Figura 7.20 – Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2008.

Figura 7.21 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2008.

XI Competição SAE-AeroDesign 2009
Equipes Participantes: 94 Equipes Inscritas
Classificação Final:
Classe Regular:
1º - Cefast – Cefet-MG
2º - EESC USP Alpha – EESC – USP – São Carlos
Classe Aberta:
1º - EESC USP Charlie – EESC – USP – São Carlos
Classe Micro:
1º - EESC USP Mike – EESC – USP – São Carlos
Carga Máxima Carregada:
Equipe Cefast – Cefet-MG – 13,49kg – 2º Setor

Figura 7.22 – Aeronaves vencedoras da Competição SAE-Brasil AeroDesign 2009.

Figura 7.23 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2009.

Participação da Primeira Equipe Asiática:
Equipe Pushpak Team – RVCE – Índia

Figura 7.24 – Equipe Pushpak Team – RVCE – Índia SAE-Brasil AeroDesign 2009.

Primeira Participação de uma Equipe do Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo – IFSP
Equipe Taperá – IFSP Campus Salto.

Figura 7.25 – Aeronave vencedora Classe Aberta SAE-Brasil AeroDesign 2009.

7.5 - Criação, Estruturação, Montagem e Gerenciamento de uma Equipe de Projeto

Criação da Equipe

Apresentação do projeto aos colegas de curso.
Convidar novos integrantes para participar.
Explicar aos novos integrantes como o projeto é desenvolvido.

Desafios do Projeto

O grupo deve possuir uma série de habilidades para que o projeto obtenha um resultado de excelência.
Projeto multidisciplinar e desafiador.
Empatia do grupo com o orientador e com os colegas.
Diálogos francos e abertos com objetivos e metas a serem alcançadas.

Tarefas da Equipe

Organização no trabalho.
Gerenciamento do projeto.
Procura por patrocínio.
Zelo por equipamento e materiais.
Controlar consumo de materiais.
Desenvolver relatório técnico, desenhos e apresentação oral.
Construir aeronaves e testá-las.

Integrantes da Equipe

O ideal é que a equipe possua um número de participantes adequado para não sobrecarregar nenhum dos integrantes do grupo.
Equipe muito pequena pode gerar um trabalho exaustivo.
Equipe muito grande também pode ser prejudicial ao trabalho.

Organização da Equipe

Uma equipe de AeroDesign pode ser formada da seguinte maneira:
Professor orientador.
Capitão da equipe.
Membros da equipe que podem ser divididos em equipe de projeto e equipe de construção ou

podem todos trabalhar em todas as etapas do projeto.

Cronograma de Trabalho

A equipe deve criar dois cronogramas de trabalho, um macro (a longo prazo) contemplando todos os meses de desenvolvimento do projeto e um detalhado, preferencialmente com metas semanais.
Deve-se procurar sempre se antecipar em 15 dias com relação aos prazos do regulamento.

Execução do Cronograma

Verificar prioridades nas tarefas.
Identificar atividades que podem ser desenvolvidas em paralelo.
Identificar e ordenar as atividades que necessariamente devem ser seqüenciais.
Não atropelar etapas, a equipe deve seguir o cronograma e zelar para que não ocorram atrasos.

Requisitos para Trabalho em Equipe

Definição do objetivo do projeto.
Comprometimento com o trabalho que está sendo desenvolvido.
Avaliação contínua do projeto e dos resultados alcançados.
Respeito entre todos os integrantes da equipe.
Confiança no trabalho dos colegas.
Planejamento, organização e maturidade para se realizar o trabalho.
Saber gerenciar os conflitos.

Papel do Capitão da Equipe

Comunicação transparente com todos os integrantes da equipe.
Gerenciamento de conflitos.
Divisão de tarefas entre os integrantes do grupo.
Verificar documentação exigida pela organização do evento.
Fiscalizar e fazer cumprir os prazos estabelecidos pelo cronograma da equipe e pelo regulamento da competição.
Ser porta voz da equipe na competição.
Incentivar o grupo tanto nas situações favoráveis quanto em situações de fracasso.

Postura Ética e Profissional da Equipe

Maturidade para receber criticas.
Boa capacidade de comunicação entre os colegas.
Saber aceitar sugestões que podem contribuir para a melhoria do projeto.
Responsabilidade e credibilidade no projeto.
Capacidade de reconhecer suas limitações e habilidades.

7.6 - Papel do Orientador no AeroDesign

O conteúdo apresentado a seguir foi retirado do regulamento da competição e enfatiza os métodos, técnicas e condutas que o orientador da equipe deve aplicar para conduzir a equipe sem interferência na execução do projeto.

Execução do Projeto

O termo “projeto” mencionado no regulamento engloba: concepção, projeto, fabricação, testes, preparação de relatório, busca de patrocínio, coordenação do time e todas

as atividades relacionadas com o trabalho da equipe para a competição AeroDesign.

Todas estas atividades estão diretamente relacionadas com a competição e fazem parte do desafio e do papel educacional da competição.

Tais atividades devem portanto, ser executadas exclusivamente pela equipe de alunos, e não por orientadores, professores, ex-alunos, técnicos das escolas, terceiros, profissionais, entre outros.

Seleção da Equipe

Pode-se dizer que selecionar a quantidade de participantes por equipe bem como o perfil mais adequado destes participantes frente às atividades a serem desenvolvidas também deve ser uma atribuição exclusiva da própria equipe.

Não é interessante que os componentes de uma equipe sejam escolhidos por uma terceira pessoa como, por exemplo, o coordenador do curso ou o professor orientador.

Esta é uma decisão que só a equipe deve tomar, baseada nas condições particulares dos participantes e da própria equipe.

Faz parte do aprendizado inferir a respeito das escolhas feitas e lidar com situações interpessoais adversas.

Desafios do Projeto

Os estudantes são desafiados a usar sua criatividade, habilidade, capacidade,

imaginação e conhecimento neste projeto.

O trabalho em equipe é uma parte extremamente positiva do projeto para os estudantes, principalmente para aqueles que se sentem normalmente mais inibidos em sua capacidade criativa e empreendedora.

Estimulo aos Estudantes

Um dos objetivos do projeto é estimular os estudantes a pensar e a formular suas próprias questões.

Um dos grandes papéis do Professor Orientador é auxiliar os estudantes a desenvolverem a confiança na busca das melhores respostas através de pesquisas, de modo que façam as suas próprias escolhas, e do porque chegaram a determinadas conclusões.

Orientação na Busca da Resposta

O Professor orientador deve antes de tudo orientar na busca da resposta ao invés de produzir por ele mesmo, a resposta.

Ao orientador cabe também desenvolver a capacidade dos estudantes em expor suas idéias, mesmo que estas soem absurdas ou apontem para uma direção que potencialmente não é a mais otimizada.

Funções do Orientador

A proibição de pessoas com excepcional habilidade relativa à competição que, por alguma razão, não seja elegível como membro da equipe. Por exemplo: um aeromodelista profissional não matriculado como aluno da instituição e, portanto não elegível como participante da equipe.

Que o projeto seja concebido, projetado e fabricado somente pelos alunos sem envolvimento de engenheiros experientes, engenheiros aeronáuticos ou qualquer outro profissional correlato.

Que qualquer conhecimento ou informação fornecida por profissionais ou professores

acadêmicos seja tratada como uma alternativa a ser discutida. Estes profissionais não podem (e não devem) tomar parte nas decisões de projeto ou de trabalho. “É a dúvida que move o pensamento, e não a certeza da resposta”.

As tarefas de fabricação sejam executadas pelos estudantes. A experiência em manufatura (e no planejamento de manufatura), deve também fazer parte da formação de um engenheiro.

Aspectos Educacionais

Como educador, o orientador deve se preocupar mais em garantir os aspectos educacionais da competição propostos pela SAE do que em buscar somente o primeiro lugar para a escola.

Avaliação do Projeto

O orientador tem um papel extremamente importante durante e após a competição, instigando reflexões sobre o que deu certo e errado no projeto, cobrando avaliações críticas sobre o projeto em comparação com os outros (incluindo os aspectos organizacionais e comportamentais da equipe), fazendo os estudantes avaliarem onde acertaram e onde erraram.

7.7 – Projeto Conceitual de Aeronaves

Definição de Projeto Conceitual

O Projeto Conceitual é a fase inicial do processo de projeto de um produto e, como será explicitado a seguir, exige a aplicação da inteligência.

Essa fase do projeto deve ser sistematizada, visando-se à aplicação do computador, para que seja possibilitada sua integração com as demais fases do projeto do produto, bem como a integração do processo global de projeto com as demais fases de produção de um produto, o planejamento de fabricação e a fabricação propriamente dita.

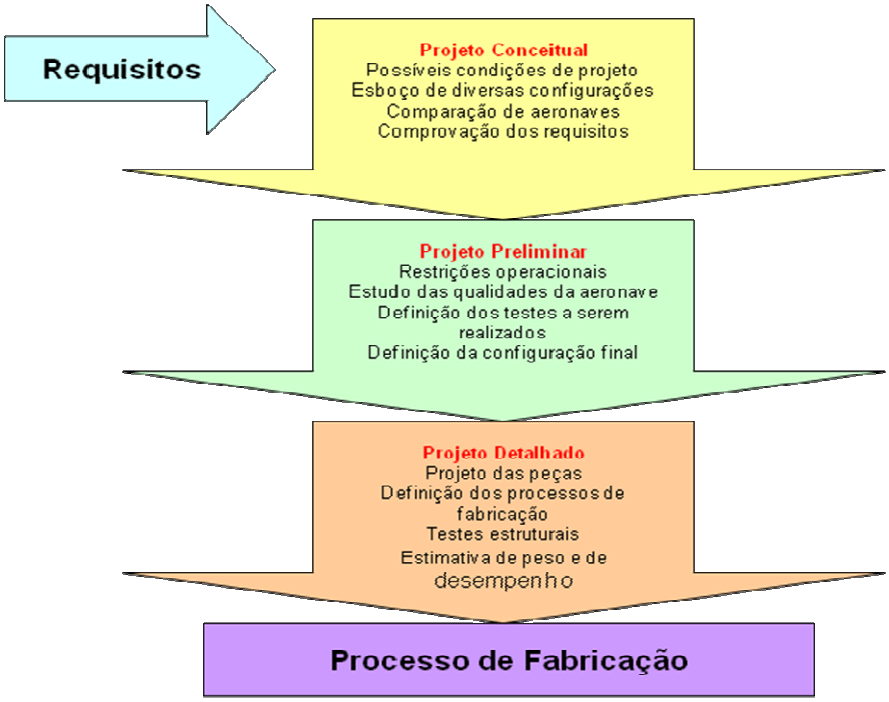


Figura 7.26 – Estrutura básica do projeto conceitual.

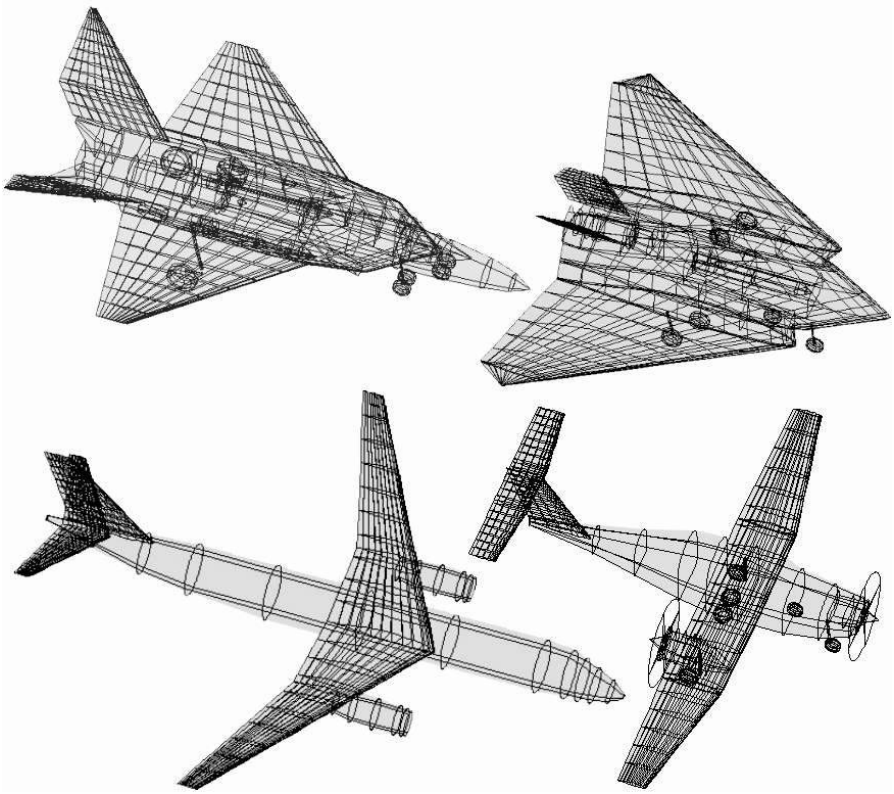


Figura 7.27 – Esboço de configuração no projeto conceitual.

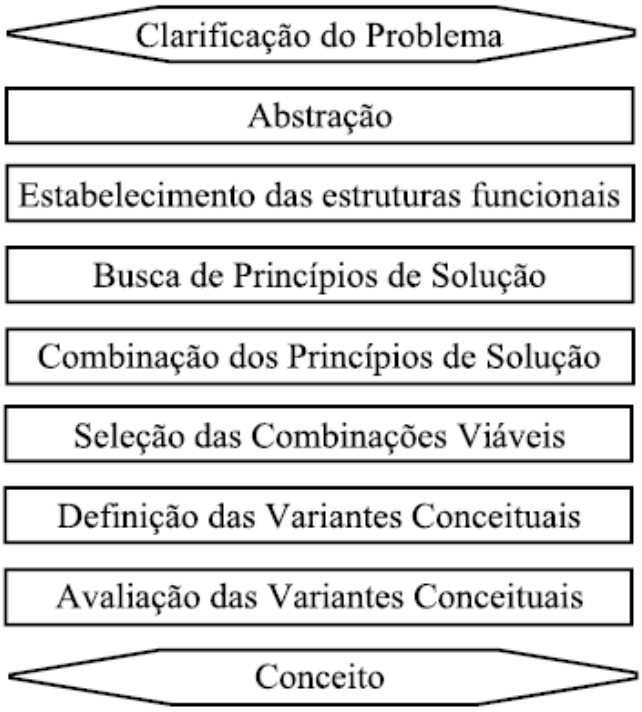


Figura 7.28 – Fases do projeto conceitual.

Estudo de Viabilidade	• Para validar a necessidade e produzir uma série de soluções possíveis
Estudo Preliminar	• Para qualificar os parâmetros de forma a obter a solução ótima
Projeto Detalhado	• Para transformar a melhor solução em uma descrição para a manufatura
Revisão	• Para produzir um projeto otimizado, baseado na experiência obtida com um sistema fabricado/testado

Figura 7.29 – Evolução do projeto conceitual.

Impacto do Projeto Conceitual

O impacto do projeto conceitual no custo do ciclo de vida de um programa aeronáutico é de, aproximadamente, 65%.

De fato, é nessa fase que toda a configuração básica deve ser escolhida. Decide-se o modelo inicial do avião, passando pela análise da integração de todos os grandes sistemas.

Requisitos Desejados

O projeto da aeronave é feito de maneira a satisfazer os requisitos da melhor forma, o que vai determinar seu maior ou menor grau de sucesso.

Em geral, os aviões comerciais são imaginados para atingir grande sucesso de vendas, mas insuficiência tecnológica, emprego incorreto de materiais ou mesmo falta de boas estimativas no projeto conceitual podem levar a configurações inadequadas.

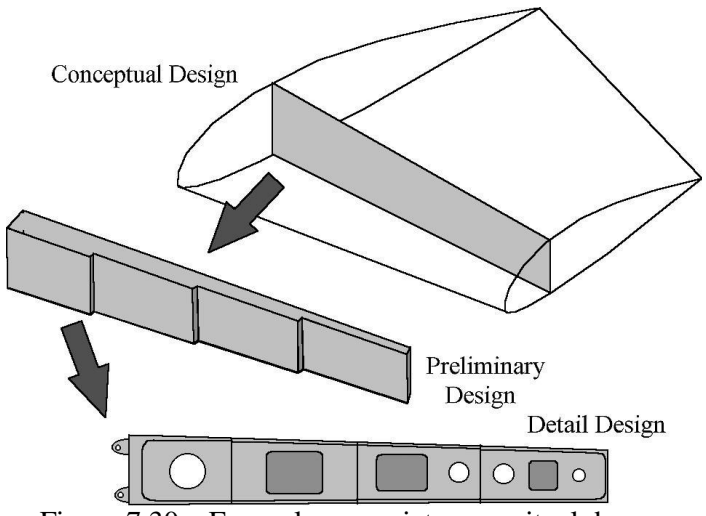


Figura 7.30 – Exemplo no projeto conceitual da asa.

Requisitos de Projeto Para um Novo Avião

Requisitos aeronáuticos garantem que a aeronave projetada será segura;

Os requisitos variam com a categoria da aeronave (acrobática, de transporte, utilitário, ultraleves, asas rotativas, balões e dirigíveis);

O regulamento fornece regras para os diversos aspectos do projeto (aerodinâmica e desempenho, projeto estrutural, projeto dos sistemas, etc).

Quando uma aeronave se destina à comercialização, esta deve ser submetida ao processo de homologação, onde se verifica o cumprimento destes requisitos.

Várias são as entidades de homologação ao redor do mundo, cada uma com sua área de atuação e seu grupo de regras: FAR, EASA (antigo JAR), RBHA.

O regulamento é disponível para o público, através da internet.

Para o Aerodesign, não há requisitos formais, mas existe uma metodologia de avaliação de projeto que visa verificar se o modelo projetado é seguro.

Análise Histórica

Para facilitar a tarefa de encontrar as características básicas que nortearão o projeto de uma aeronave, uma análise histórica pode ser um bom ponto de partida.

Obviamente, há muitos avanços a cada ano, e os novos aviões trazem muitas características inovadoras.

Assim, é importante manter o trabalho com inovações, mas a pesquisa estatística, se bem desenvolvida, é um passo inicial seguro.

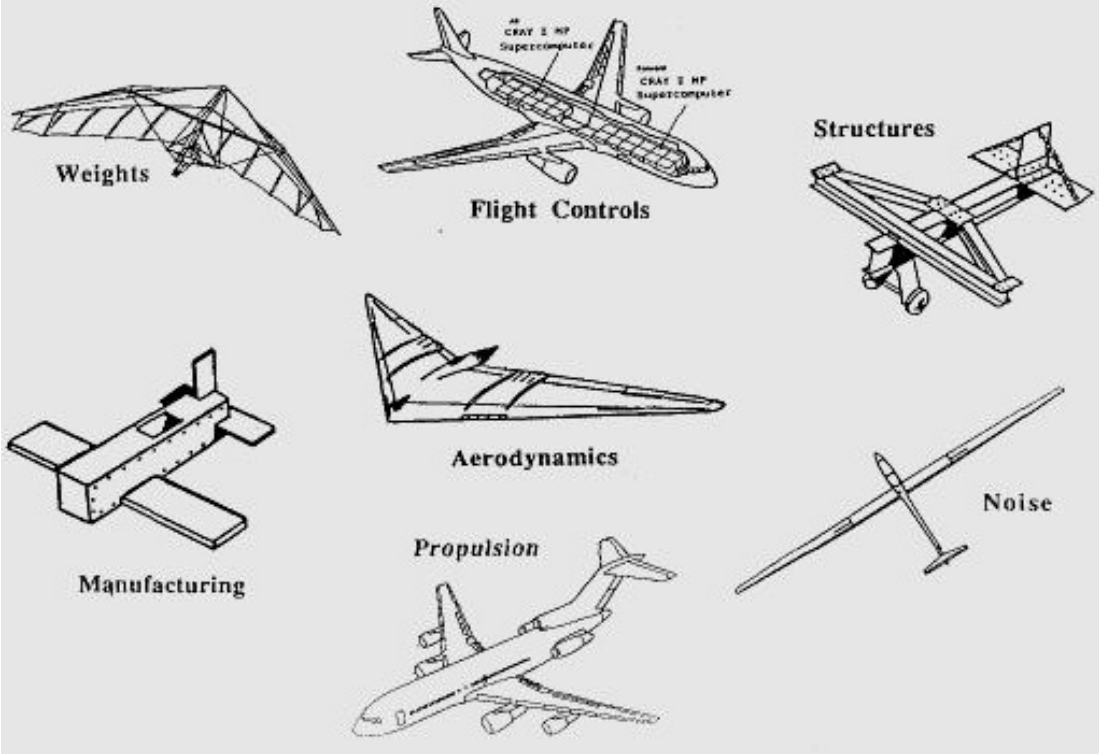


Figura 7.31 – Integração das disciplinas.

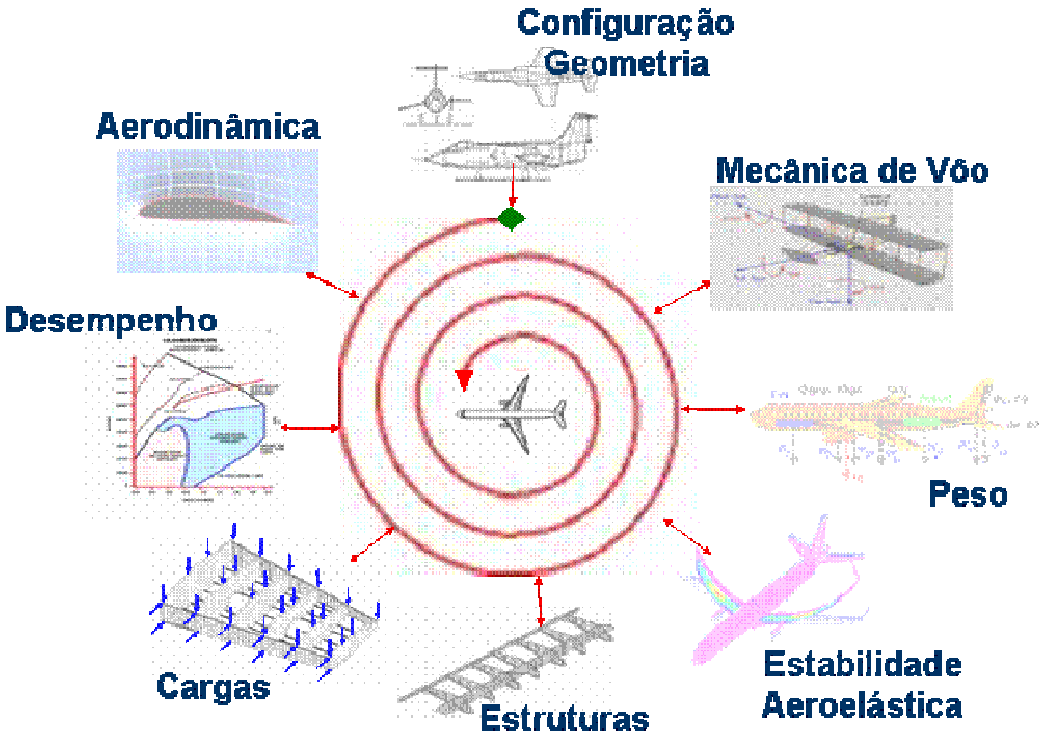


Figura 7.32 – Otimização multidisciplinar.

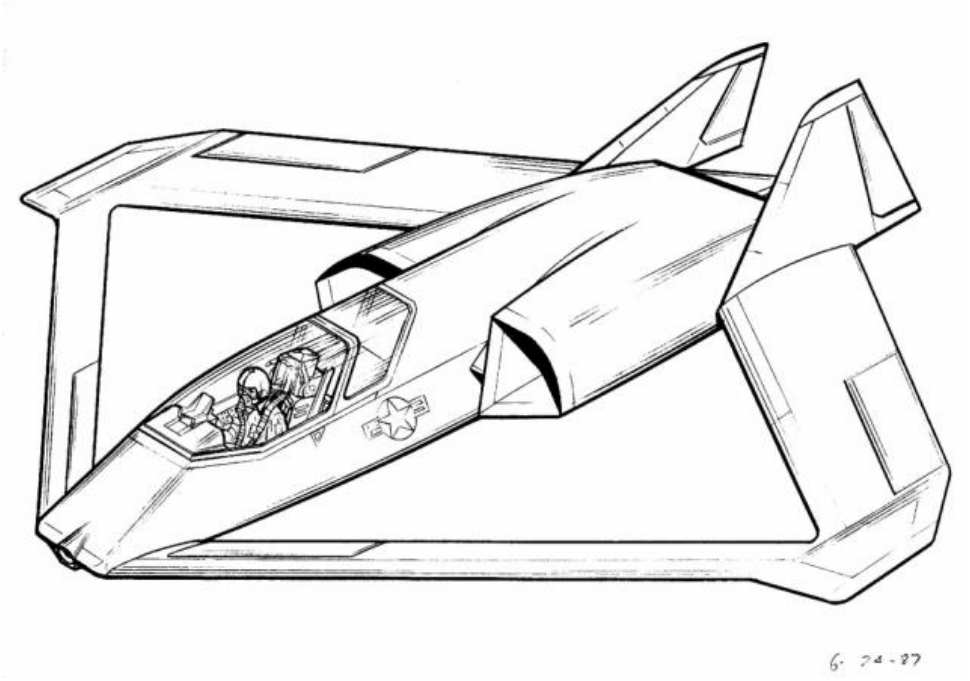


Figura 7.33 – Criatividade e inovação.

Projeto Conceitual no AeroDesign

Está totalmente relacionado aos requisitos definidos no regulamento da competição.

A equipe deve estudar o regulamento em detalhes e simular diversas possibilidades antes de definir qual a aeronave final.

Otimização Multidisciplinar

Um bom projeto somente é obtido se todas as disciplinas que compõe o mesmo forem trabalhadas em conjunto, visando atender ao regulamento da competição.

Esse processo permite otimizar uma aeronave, e apresentá-la como melhor solução de projeto que atenda os requisitos do regulamento.

Definições no projeto Conceitual para o AeroDesign

Avaliação dos requisitos do regulamento.
Simulação de várias possibilidades.
Comparação entre as aeronaves obtidas.
Esboço inicial dos aviões.
Avaliação das vantagens e desvantagens de cada modelo.
Verificação dos resultados teóricos obtidos e simulação de pontuação na competição.

7.8 – Regulamento da Competição Interpretação e Análise

O Regulamento do AeroDesign

O regulamento da competição é geralmente divulgado no mês de janeiro e as equipes possuem até outubro para prepararem seus projetos.

Geralmente no final do mês de julho o relatório de projeto deve ser enviado para a comissão organizadora do AeroDesign.

O regulamento deve ser tratado como "livro de cabeceira" e ser estudado profundamente em todos os seus tópicos como forma de se obter o máximo desempenho do projeto.

Principais Pontos do Regulamento

PARTE A
Seção inicial: É aplicável a todas as classes da competição. Nela são divulgadas:
Informações de aspecto gerais da competição
Objetivos da competição
Regras gerais comportamentais

PARTE B
Introdução: Aspectos gerais do SAE AeroDesign no Brasil.
Requisitos iniciais. Válidos para a Classe Regular, Aberta e Micro.
Requisitos de Projeto válidos SOMENTE para a Classe Regular.
Requisitos de Projeto válidos SOMENTE para a Classe Aberta.
Requisitos de Projeto válidos SOMENTE para a Classe Micro.
Requisitos de Missão. Válidos para as Classes Regular, Aberta e Micro.
Regras Gerais para Relatórios e Apresentação (Competição de Projeto). Válidas para as Classes Regular, Aberta e Micro.
Apêndices: Apêndices: Classes Regular, Aberta e Micro, conforme o caso.

Principais Pontos da Parte A

Alterações nas Regras.
Segurança e Saúde.
Conduta.
Comissão Técnica.

Alterações nas Regras

Sem intenção de prejudicar nenhuma equipe, mas sim de permitir melhor prosseguimento da competição, qualquer aspecto do Regulamento poderá ser alterado pelo comitê organizador antes ou durante a competição, se considerado extremamente necessário pelo mesmo comitê. Estas alterações serão comunicadas em momento oportuno e, quando possível, os capitães das equipes serão consultados. É intenção da Comissão Técnica que qualquer modificação feita após a liberação do Regulamento não venha a afetar os projetos já em desenvolvimento.

Uma modificação que por ventura interfira na filosofia de projeto adotada pela equipe será feita somente em caso de extrema necessidade ou visando melhorias efetivas na segurança das aeronaves.

Segurança e Saúde

A SAE BRASIL não irá se responsabilizar pelas pessoas participantes do evento. A todos os inscritos será requisitado que assinem um termo de responsabilidade na recepção.

Seguro médico e contra acidentes é de inteira responsabilidade dos participantes.

Conduta

É muito importante ressaltar que a competição AeroDesign é organizada e realizada por voluntários, engenheiros, atuantes na área aeronáutica, que sabem o valor educacional que este tipo de iniciativa proporciona. Qualquer atitude de alguma equipe, professor ou escola, que seja entendida pela Organização como sendo contrária a esta filosofia será "cortada pela raiz", independente de ter sido prevista no Regulamento, ou de ter havido precedentes. O intuito educacional está acima do Regulamento, e não há como prever todas as possibilidades de desrespeitá-lo.

Comissão Técnica

Em qualquer parte da competição, os juízes e fiscais são os principais instrumentos de medida utilizados para avaliar qualquer uma das partes da competição. O critério deles e os olhos deles são as medidas oficiais, e nenhuma decisão tomada por eles será revogada, mesmo que se comprove erro de julgamento com filmagens, etc. Não há a possibilidade de a organização dispor de recursos tecnológicos precisos (por exemplo, para determinação com precisão 'milimétrica' se o avião ultrapassou o limite de decolagem), ou mesmo de estabelecer uma única forma de avaliar os relatórios, visto que certos aspectos como organização lógica ou qualidade dependem da experiência, vivência e expectativa de cada um.

Principais Pontos da Parte B

Organização da Competição.
Configuração do Avião.
Configuração de Rádio.
Requisitos das Hélices.
Requisitos da Classe Regular.
Requisitos da Classe Aberta.
Requisitos da Classe Micro.
Relatório de Projeto e Apresentação Oral.
Desenhos do Projeto.
Tabelas de Penalizações.

Organização da Competição

A competição é dividida em duas partes:

Competição de Projeto - as equipes apresentarão seus projetos e demonstrarão seus cálculos para determinar a carga útil máxima que o avião pode carregar bem como os diversos critérios utilizados para definição da aeronave. Nesse contexto, entende-se por "projeto" todo o raciocínio, devidamente justificado, utilizado para conceber a proposta de aeronave desenvolvida pela equipe para participar da competição.

Competição de Voo - determina a carga máxima que cada avião pode carregar. A precisão do projeto (ou cálculos) é levada em conta no resultado, pela comparação entre a carga prevista e aquela realmente transportada em voo.

Embora a Competição para as classes Regular, Aberta e Micro sejam realizadas simultaneamente, a avaliação de cada uma das classes será feita em separado.

Configuração do Avião

Somente aeronaves de asas fixas têm permissão de competir. É vetada a participação de quaisquer aeronaves que:

Façam uso de gases menos densos que o ar para proporcionar qualquer tipo contribuição para a sustentação (por exemplo, dirigíveis e balões).

Produzam sustentação por asas rotativas (por exemplo, helicópteros, autogiros e girocópteros) ou possuam asas sem elementos rígidos (ex. paragliders, pára-quedas, ou similares).

Utilizem dispositivos auxiliares na decolagem que não pertençam ao avião (incluindo ajuda humana) e que não estarão conectados fisicamente ao avião quando ele pousar.

Tenham outro tipo de propulsor, adicional ou auxiliar em voo ou no solo. A única forma de propulsão do avião deve ser através do motor.

Tenham pontas ou bordas afiadas e arestas cortantes que possam causar acidentes no local da competição.

Requisitos das Classes

Como o regulamento é dinâmico e sempre sofre alterações de um ano para o outro, não será discutida nessa aula as regras para o projeto da aeronave, mas sim a importância de se estudar constantemente o regulamento da competição.

Cada uma das categorias (regular, aberta ou micro) tem sua particularidades e devem ser detalhadamente estudadas no regulamento.

Técnicas de Estudo do Regulamento para um bom Projeto.

Estudar em detalhes todos os quesitos do regulamento na respectiva classe em que a equipe estará concorrendo.

Verificar todas as equações de bonificação de pontuação e avaliar no projeto qual a melhor aeronave que se destacaria no regulamento.

Verificar a tabela de penalizações e trabalhar para evitá-las na competição.

Vale lembrar que um projeto bom é aquele no qual todos os requisitos são bons.

Projeto Conceitual

O projeto conceitual do avião deve estar fundamentado na leitura do regulamento, pois a partir de todas as restrições dimensionais, de desempenho e equações de pontuação, é possível se chegar a aeronave ótima de competição.

Simulações de Otimização

Simular diversas configurações de aeronaves e verificar qual delas permite obter a maximização de pontuação.

Não escolher a aeronave apenas pelas dimensões ou pela carga transportada.

Verificar a melhor opção antes de definir o avião, nesse ponto a equipe deve ponderar todas as vantagens e desvantagens de cada avião simulado.

Prazos e Documentos

Verificar todos os Prazos e Documentos a serem enviados para a comissão organizadora.

Evitar atrasos para que a equipe não seja penalizada na pontuação.

Pontuação de Vôo

Estudar em detalhes todas as pontuações que podem ser obtidas em um vôo válido da aeronave.

Verificar todas as regras que validam um vôo.

Estudar a regra e ter uma planilha de simulação de pontuação pronta para ser utilizada a qualquer instante durante a competição.

Trabalhar os detalhes dimensionais da aeronave para não sofrer penalização dimensional.

Pontuação de Projeto

Tentar obter o máximo de pontos no relatório de projeto e na apresentação oral.

Lembrar que o projeto geralmente equivale a metade da pontuação da competição.

Portanto a equipe deve estar concentrada no todo (projeto+construção).

7.9 – Desenhos de Projeto Técnicas de Detalhamento

Os Desenhos do Projeto

Folha 1 – Três vistas com indicação de blocos A3.
Folha 2 – Detalhamento da fuselagem A2.
Folha 3 – Detalhamento da asa A3.
Folha 4 – Detalhamento da empenagem A3.
Folha 5 – Perspectiva isométrica A3.
Folha 6 – Caixa de mínimo volume A3.
Folha 7 – Três vistas detalhada A3.

Técnicas de Detalhes

Executar os desenhos com a maior clareza possível.
Detalhar tudo que for importante em cada componente da aeronave.
Especificar material utilizado em cada componente da aeronave.
Cotar todos os componentes adequadamente.
Evitar redundância de cotas.

Tolerâncias

É importante que sejam inseridos conceitos de tolerâncias nos desenhos do projeto.
Detalhar todos os componentes estruturais da aeronave com suas respectivas tolerâncias.

Organização e Limpeza

Organizar adequadamente cada folha dos desenhos.
Não poluir muito o desenho com detalhes desnecessários.
Não misturar componentes diferentes do avião na mesma folha.
Utilize uma das folhas para representar a aeronave inteira.
É importante que pelo menos uma das folhas mostre uma perspectiva isométrica da aeronave.

Softwares Utilizados

Existe uma imensa gama de softwares que podem ser utilizados.
AutoCAD e SolidWorks são ferramentas fáceis para se elaborar os desenhos.
Se os desenhos forem coloridos, escolher cores que diferenciem os componentes e propiciem um bom visual dos desenhos.
Realizar a plotagem com alta definição.

Três Vistas Padrão

Indicar as três vistas no padrão aeronáutico.
Colocar as principais cotas e identificar os blocos de superfícies conforme definido no regulamento.
Especificar a massa vazia da aeronave em kg.

Detalhamento da Fuselagem

Detalhar toda a estrutura da fuselagem.
Detalhes do trem de pouso.
Detalhes do Tail Boom.
Detalhes das rodas.
Detalhes do compartimento de carga com as dimensões internas.
Detalhe do suporte de carga com a indicação do sistema de travamento.
Detalhe da porta do compartimento e posição de retirada de carga.
Detalhes da parede de fogo e posicionamento dos aviônicos.
Detalhes do revestimento.
Cotar todos os componentes.

Detalhamento da Asa

Detalhar toda a estrutura da asa.
Detalhes de cada nervura.
Detalhes da longarina.
Detalhes de bordo de ataque e bordo de fuga.
Detalhes de ailerons e flapes.
Detalhes do winglet quando houver.
Identificação do revestimento.
Detalhar todo o material empregado em cada componente da estrutura.
Especificar perfis utilizados nas superfícies da asa.
Cotar todos os componentes.

Detalhamento da Empenagem

Detalhar toda a estrutura da empenagem.
Detalhes de cada nervura.
Detalhes da das superfícies horizontal e vertical.
Detalhes de profundor e leme.

Detalhes de articulações.
Detalhes do posicionamento dos servos.
Identificação do revestimento.
Identificar pontos de fixação da empenagem na estrutura.
Detalhar todo o material empregado em cada componente da estrutura.
Especificar perfis utilizados nas superfícies da empenagem.
Cotar todos os componentes.

Perspectiva Isométrica

Mostrar a aeronave completa em uma perspectiva isométrica.
Se possível colocar na mesma folha um vista explodida da aeronave.
Identificar a massa vazia da aeronave em kg.
Especificar perfis utilizados nas superfícies da aeronave.

Caixa de Transporte

Identificar cada componente desmontado que compõe a aeronave.
Desenhar as três vistas da aeronave desmontada dentro da caixa conforme instruções do regulamento da competição.
Identificar qual é o volume interno da caixa.
Cotar as dimensões internas da caixa.

Plotagem e Dobra do Papel

Plotar em alta definição.
Dobrar todas as folhas segundo norma da ABNT.

Modelos de Desenhos

A seguir são apresentados alguns detalhes de desenhos da aeronave Taperá que participou da competição AeroDesign em 2009.

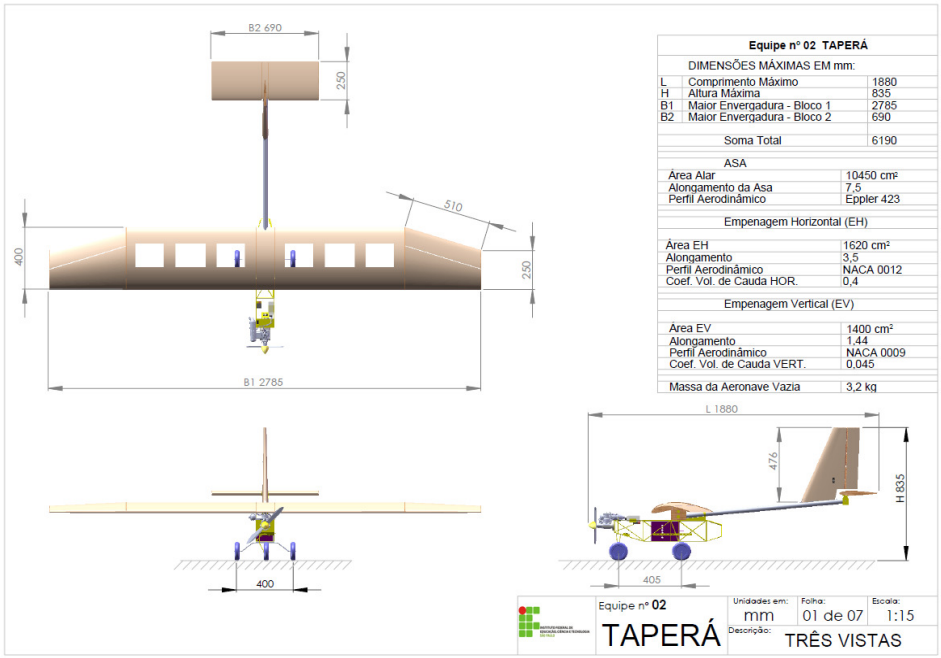


Figura 7.34 – Folha 1 – Três vistas padrão.

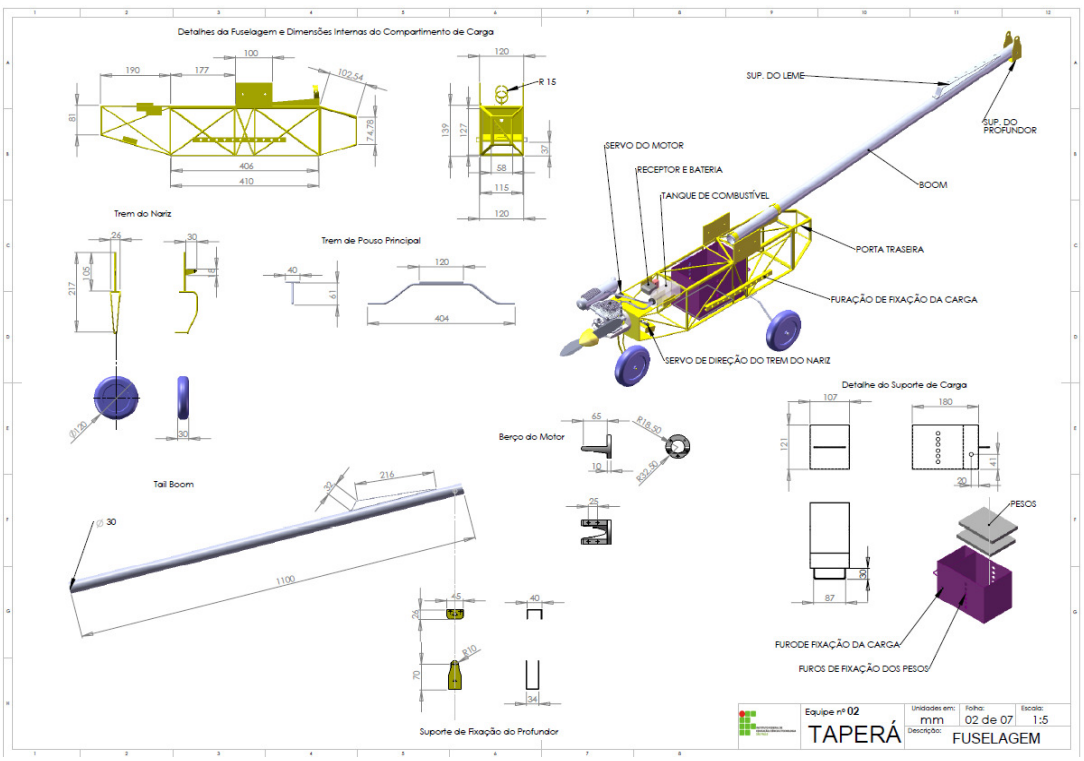


Figura 7.35 – Folha 2 – Detalhes da fuselagem.

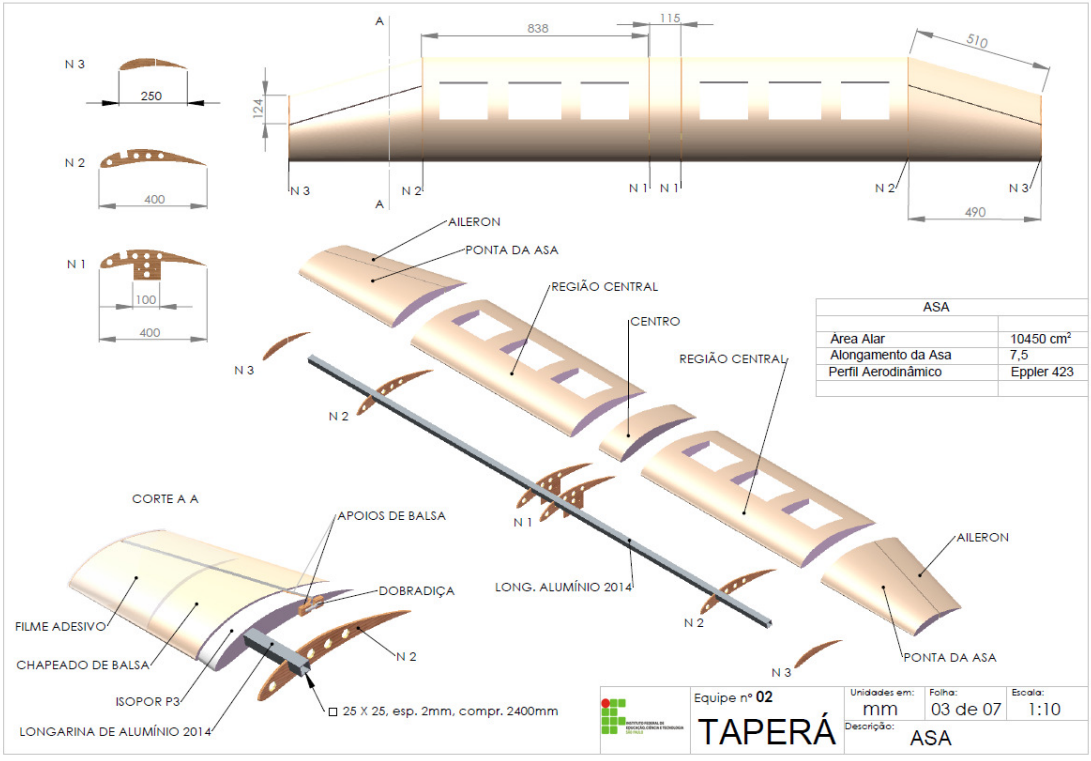


Figura 7.36 – Folha 3 – Detalhes da asa.

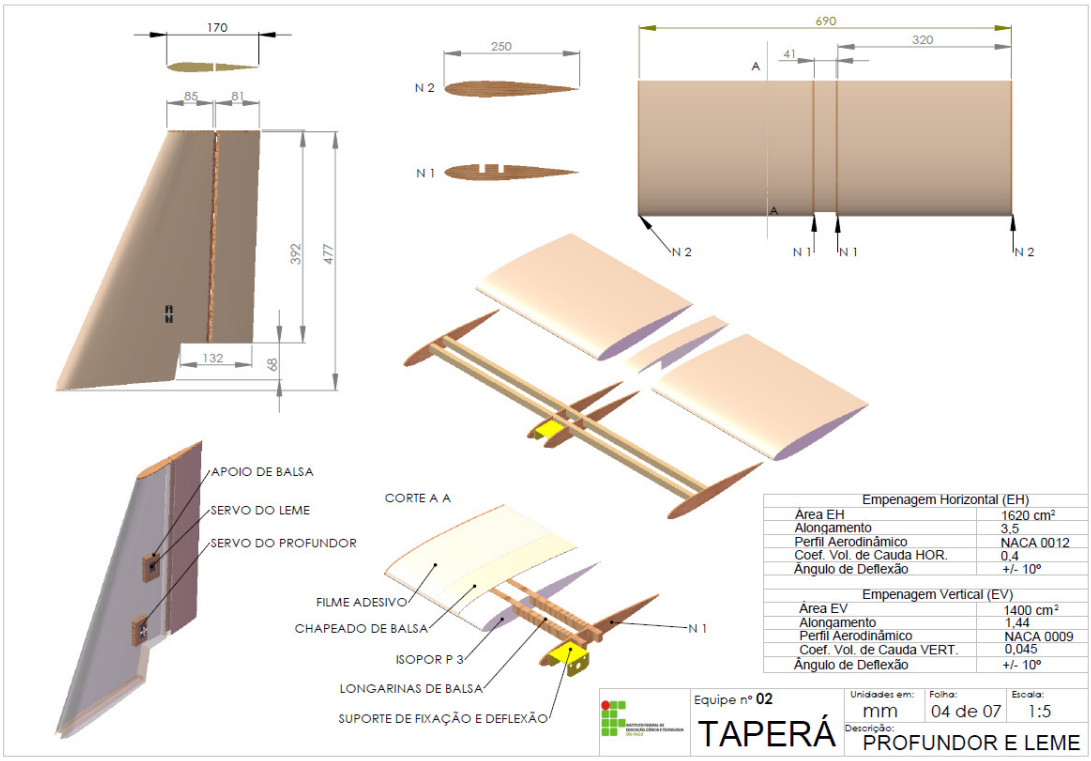


Figura 7.37 – Folha 4 – Detalhes da empenagem.

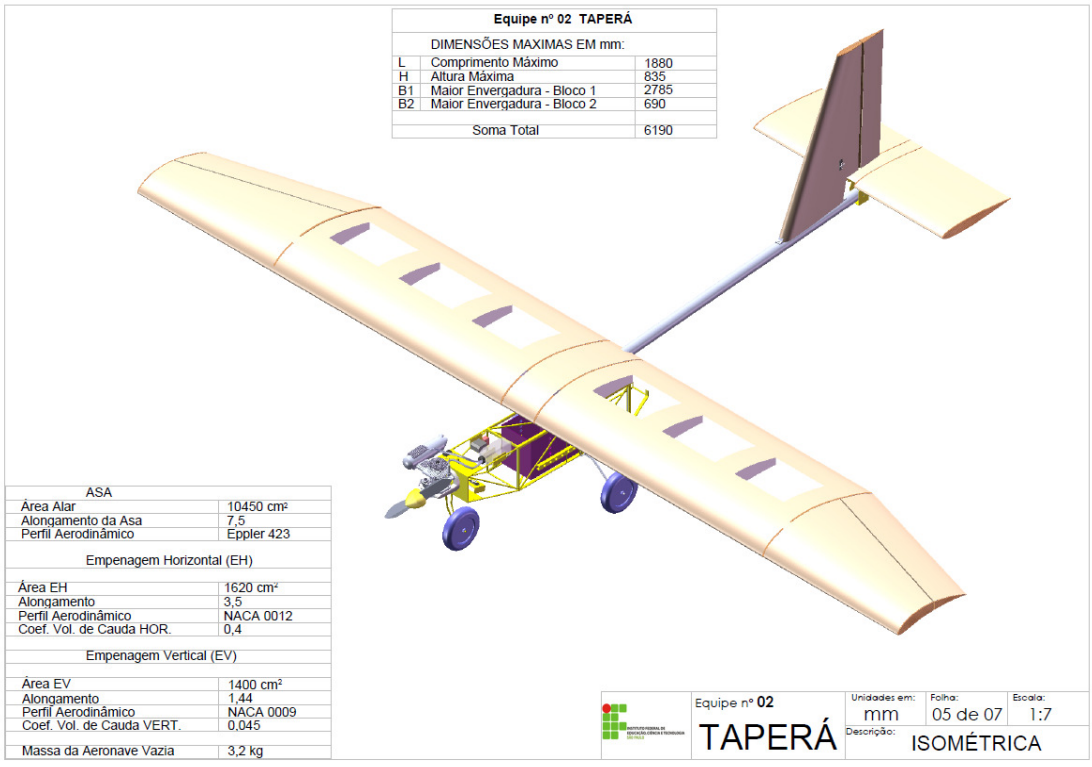


Figura 7.38 – Folha 5 – Perspectiva isométrica.

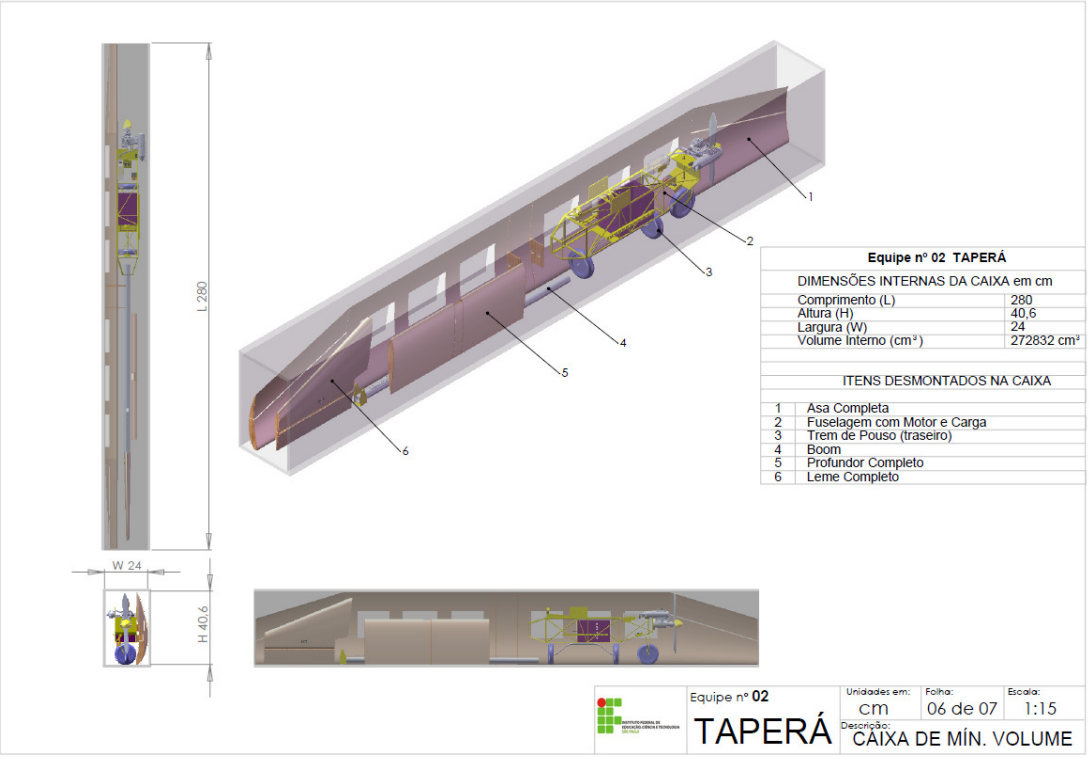


Figura 7.39 – Folha 6 – Caixa de mínimo volume.

7.10 – Relatório de Projeto - Técnicas de Estruturação

Elaboração do Relatório de Projeto

Não deixar para o último instante.

O relatório de projeto deve estar pronto com pelo menos quinze dias de antecedência ao envio.

É importante que o relatório seja desenvolvido desde o início do projeto.

O relatório deve passar por várias revisões antes de se chegar ao formato final.

Formatação do Relatório

O relatório de projeto deve ser formatado de acordo com as regras fornecidas no regulamento da competição.

A equipe deve estar atenta ao tipo e tamanho da fonte, margens e espaçamento entre linhas.

Conferir a formatação antes do envio para evitar perda de pontos.

Prazos e Endereço de Envio

Extremo cuidado com a data de envio para evitar perda de pontos por atrasos, por isso é importante a equipe se planejar para terminar o relatório com pelo menos quinze dias de antecedência.

Verificar as informações de endereço de envio no site da SAE.

Verificar se todas as cópias do relatório e documentos estão dentro do envelope de envio, cuidar para não se esquecer de nenhum documento.

Termo de Responsabilidade

Não esquecer da encadernação do termo de responsabilidade assinado por todos os integrantes, pelo orientador e pelo diretor do curso.

Organização do Relatório

Organizar o relatório de projeto de modo que todas as disciplinas apresentadas possuam uma sequência lógica.

Tentar dividir o número de páginas de cada disciplina igualmente, de forma a obter uma boa avaliação em todos os quesitos.

Sugestões de Estrutura

A seguir são apresentadas sugestões para a organização de um bom relatório de projeto.

Normalmente a narrativa ocorre em terceira pessoa, portanto, tente evitar escrever em primeira pessoa.

Sequência Estrutural

Sumário.
Lista de Símbolos.
Apresentação e Projeto Conceitual.
Análise Aerodinâmica.
Análise de Desempenho.
Análise de Estabilidade e Controle.
Projeto Elétrico da Aeronave.
Análise Estrutural.
Conclusões e Agradecimentos.
Referências Bibliográficas.
Gráfico de Carga Útil em Função da Altitude Densidade.
Desenhos do Projeto.

Sumário

Apresentar em uma página os tópicos abordados com o respectivo número da página do tema.

O sumário é essencial, pois permite ao avaliador uma busca rápida sobre algum tópico apresentado pela equipe.

Lista de Símbolos

Também representa outro tópico de fundamental importância na estrutura do relatório, pois permite ao avaliador obter a identificação de todas as variáveis presentes nas equações utilizadas.

Deve ser colocada em uma página, neste caso pode-se utilizar uma formatação com duas colunas.

Apresentação e Projeto Conceitual

As páginas iniciais do relatório devem ser utilizadas para uma apresentação da equipe seguida dos objetivos e do projeto conceitual do avião.

Nesse tópico segue como sugestão a utilização de pelo menos 4 páginas para descrever a metodologia empregada pela equipe para obter a aeronave de competição.

Projeto Conceitual

Representa um dos principais pontos do projeto, pois é a partir dele que se obtém uma aeronave competitiva.

Para o projeto conceitual é muito importante que a equipe explore muito o regulamento da competição e mostre soluções de projeto que atenda as expectativas.

Fica como dica a simulação de várias possibilidades antes de se definir qual é a aeronave de competição.

Nesse tópico também é importante descrever a aeronave adotada e justificar a escolha.

Análise Aerodinâmica

Apresentar toda a metodologia de análise empregada bem como descrever a teoria aplicada.

Mostrar ensaios e simulações.

Apresentar e comentar gráficos e tabelas com os resultados obtidos.

Principais Pontos da Aerodinâmica

Definição do perfil da asa.
Definição dos perfis da empenagem.
Desenho das curvas características dos perfis.
Verificação do comportamento do perfil com a variação do número de Reynolds.
Avaliar as qualidades da asa finita.
Calcular as áreas das superfícies vertical e horizontal da empenagem.
Estimar a polar de arrasto.
Apresentar os ensaios realizados.

Análise de Desempenho

Apresentar toda a metodologia de análise empregada bem como descrever a teoria aplicada.

Mostrar ensaios e simulações.

Apresentar e comentar gráficos e tabelas com os resultados obtidos.

Principais Pontos do Desempenho

Teste e simulação de hélices.
Cálculo da tração disponível e requerida.
Velocidades de máximo alcance e máxima autonomia.
Desempenho de subida e de planeio.
Desempenho de decolagem e pouso.
Desempenho em curvas.
Determinação do envelope de vôo.
Gráfico de carga útil em função da altitude densidade.

Análise de Estabilidade e Controle

Apresentar toda a metodologia de análise empregada bem como descrever a teoria aplicada.

Mostrar ensaios e simulações.

Apresentar e comentar gráficos e tabelas com os resultados obtidos.

Principais Pontos da Estabilidade

Determinação da posição do CG.
Estabilidade longitudinal estática.

Estabilidade lateral e direcional estática.
Estabilidade dinâmica se possível.
Seleção dos Servos.

Projeto Elétrico

Apresentar toda a metodologia de análise empregada bem como descrever a teoria aplicada.

Mostrar ensaios e simulações.

Apresentar e comentar gráficos e tabelas com os resultados obtidos.

Mostrar um desenho com a parte elétrica do avião.

Análise de Cargas e Estruturas

Apresentar toda a metodologia de análise empregada bem como descrever a teoria aplicada.

Mostrar ensaios e simulações.

Apresentar e comentar gráficos e tabelas com os resultados obtidos.

Principais Pontos de Estruturas

Determinação do diagrama v-n de manobra e rajadas.
Determinação das cargas na asa, na empenagem, na fuselagem e no trem de pouso.
Análise estrutural desses componentes.
Análises numéricas e ensaios de resistência.
Diagramas de esforços solicitantes.

Conclusões e Agradecimentos

Apresentar todas as conclusões sobre o projeto desenvolvido.

Agradecer a todas as pessoas que efetivamente contribuíram e torceram pelo sucesso da equipe.

Esse tópico pode ser descrito em apenas uma página.

Referências Bibliográficas

Essencial para que o avaliador tenha condições de julgar qual o material utilizado pela equipe.

É muito importante que toda bibliografia utilizada esteja referenciada no corpo do texto do relatório.

Gráfico de Carga Útil

Não esquecer de encadernar junto com o relatório de projeto.
Deve ser a ultima página em formato Landscape.

Desenhos do Projeto

Encadernar na sequência determinada pelo regulamento da competição.
Verificar qualidade, dobra de folhas e tamanho do papel.

Dicas de Formatação

Gráficos legíveis, e se coloridos, devem permitir uma fácil visualização.

Evitar reduzir muito as figuras de forma a comprometer a visualização.

Qualquer equação apresentada dever ser escrita no word equation ou similar.

As equações devem ser todas numeradas para fácil identificação.

Realizar pelo menos um parágrafo de comentários após cada gráfico apresentado.

Evitar repetição de palavras ou teorias.

Concatenar muito bem as idéias e a sequência de apresentação.

Não apresentar processos construtivos ou descrever metodologias de construção, lembre-se que o relatório é técnico e deve descrever a engenharia aplicada para o desenvolvimento do projeto.

Buscar integração entre todas as disciplinas, pois um bom avião somente é obtido com um bom projeto completo da aeronave.

7.11 – Apresentação Oral do Projeto Técnicas de Estruturação

Elaboração da Apresentação

Não deixar para o último instante.

A apresentação oral deve estar pronta com pelo menos um mês de antecedência ao evento.

O treinamento do orador deve ser exaustivo, com controle de tempo e ajustes dos termos técnicos corretos a serem apresentados.

No dia do evento a apresentação deve sair naturalmente, com concentração e convicção do orador da equipe.

Perfil do Orador da Equipe

O orador da equipe deve ser um componente do grupo com muita facilidade de comunicação.

Deve ser uma pessoa com raciocínio rápido e lógico com facilidade de processar e responder as questões da banca.

Deve possuir capacidade de absorver instantes de trabalho sob pressão.

Deve ser uma pessoa calma e aberta ao dialogo, saber receber criticas e elogios e ter um comportamento adequado para o momento.

Não deve perder o controle em nenhum instante durante a apresentação.

Possuir boa dicção e falar pausadamente porém em um ritmo que permita apresentar o projeto no tempo estipulado.

E o fundamental, deve ser um integrante da equipe que possua profundo conhecimento técnico do projeto.

Na Sala de Apresentação

Copiar os arquivos para a máquina disponibilizada a fim de evitar o mau funcionamento ou lentidão devido a execução a partir de um Pen Drive.

No inicio da apresentação, o orador deve lembrar de se apresentar, e apresentar todos os integrantes do grupo e o professor orientador.

O orador é responsável pelo controle do seu próprio tempo, daí a necessidade de se treinar muito antes do evento.

A equipe deve se mostrar unida e com conhecimento técnico do projeto e deve estar pronta a ajudar o orador quando solicitada de maneira correta e no momento oportuno.

Ao término da apresentação, o orador deve agradecer aos presentes e se posicionar para que a banca faça seus comentários.

Fatos a Serem Evitados na Apresentação

Não interferir em nenhuma hipótese durante a apresentação, quer seja por gestos ou oralmente.

Silêncio total durante toda a apresentação.

Tempo de Apresentação

A equipe terá 15 minutos para apresentar seu projeto, sendo penalizada a cada minuto que ultrapassar o tempo estipulado.

Caso o orador perceba que não vai conseguir cumprir o tempo, é importante não acelerar a apresentação, pois as vezes é preferível perder um pequena pontuação por atraso do que uma grande pontuação por acelerar a apresentação e deixar de expor pontos importantes do projeto.

Estrutura da Apresentação Oral

Colocar na apresentação oral os principais pontos apresentados no relatório de projeto.

Escolher como plano de fundo do slide uma coloração que tenha boa visibilidade na projeção.

Seguir na apresentação oral a mesma sequência da apresentação do relatório.

Definir com clareza cada tópico apresentado.

Fazer uma apresentação estática caso seja no PowerPoint, pois reduz o tempo em relação a apresentação dinâmica.

Gráficos e Tabelas

Ter o cuidado de verificar a qualidade gráfica das figuras e legendas dos gráficos apresentados.

Apresentar tabelas legíveis.

Verificar se as equações apresentadas estão corretas.

Ensaios e Testes

Colocar na apresentação todos os ensaios e testes realizados na aeronave.
Os ensaios e testes podem ser colocados na forma de fotografia ou vídeos.

Modelo de Apresentação Oral

A seguir é apresentado um modelo de apresentação oral.

Equipe Taperá – nº02
SAE-AeroDesign 2009

TAPERÁ
Aerodesign

Projeto conceitual

Apresentação e objetivos

- Taperá – Pássaro característico da região de Salto
- 1ª participação de uma equipe do Instituto Federal de São Paulo
- Objetivo de concorrer em igualdade de condições com as principais equipes que participam da competição

Projeto conceitual

Definições aplicadas ao projeto conceitual

- Estudo do regulamento – vantagens e desvantagens de menores ou maiores dimensões da aeronave
- Opção por construir próximo do limite superior de 6,35m
- Comparação biplano x monoplano
- Para as dimensões adotadas o biplano teria desvantagens como maior peso, maior arrasto e menor eficiência
- Comparação de três configurações de monoplanos

Projeto conceitual

Otimização das variáveis de projeto

- Aumento da relação (T/W)
- Redução da carga alar (W/S)
- Elevada eficiência aerodinâmica
- Redução da velocidade de estol e de decolagem
- Acuracidade na previsão da carga útil
- Aumento do fator de eficiência estrutural

Projeto conceitual

Configuração adotada pela equipe

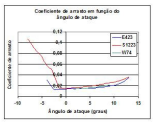
- Monoplano – Asa mista
- Envergadura 2,8m
- Alongamento 7,5
- Área alar 1,045m²
- Trem de pouso triciclo
- Motor OS.61- Hélice APC 13"x4"
- Empenagem convencional
- Peso vazio 35N
- Capacidade de carga útil

8,57kg (1º setor) - 12,9kg (2º setor)

Análise aerodinâmica

Seleção do perfil aerodinâmico

- Realizada comparação entre 3 perfis mais usuais no AeroDesign
- Eppler 423, Selig 1223 e Worthmann FX-74
- Critério de seleção realizado através da máxima eficiência e menores coeficientes de arrasto e momento do perfil
- Perfil selecionado Eppler 423



Análise aerodinâmica

Seleção da forma geométrica da asa

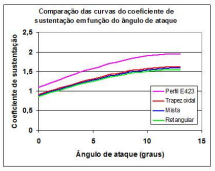
- Seleção realizada em função de três modelos: retangular, trapezoidal e mista
- Determinação do $CL_{máx}$ para cada asa avaliada
- Definição da polar de arrasto das aeronaves em estudo
- Capacidade de decolar com o maior peso total

Análise aerodinâmica

Determinação do $CL_{máx}$ dos modelos avaliados

- Correção do coeficiente angular do perfil para a asa finita

$$a = \frac{a_0}{1 + (57{,}3 \cdot a_0 / \pi \cdot e \cdot AR)}$$



Modelo	a_0	e	AR	a	$C_{L_{máx}}$ (ASA)
Retangular	0,092 grau^{-1}	0,92	7	0,073 grau^{-1}	1,55
Trapezoidal	0,092 grau^{-1}	0,96	8,61	0,077 grau^{-1}	1,62
Mista	0,092 grau^{-1}	0,97	7,5	0,075 grau^{-1}	1,61

Análise aerodinâmica

Áreas de superfícies da empenagem

- Equações de volume de cauda
- Perfis simétricos

Superfície vertical

$$V_{Vt} = \frac{l_{Vt} \cdot S_{Vt}}{b \cdot S}$$

NACA0009

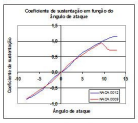
l_{Vt} = 1m

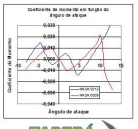
Superfície horizontal

$$V_{Ht} = \frac{l_{Ht} \cdot S_{Ht}}{\bar{c} \cdot S}$$

NACA0012

l_{Ht} = 1,1m





Modelo da asa	V_{Vt}	V_{Ht}	S_{Vt}(m²)	S_{Ht}(m²)
Retangular	0,045	0,4	0,14	0,162
Trapezoidal	0,045	0,4	0,12	0,109
Mista	0,045	0,4	0,13	0,125

- Escolha conservadora pelo modelo da asa retangular
- Avião mais estável e com maior margem estática

Análise aerodinâmica

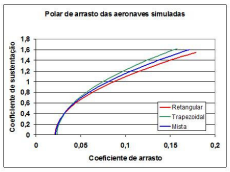
Polar de arrasto dos modelos simulados

- Soma das parcelas do arrasto parasita e induzido
- Modelo proposto por Anderson e Raymer
- Aeronave com asa trapezoidal oferece menor arrasto

$$C_D = C_{D0} + C_{Di}$$

$$C_{D0} = \frac{S_{wet}}{S} \cdot C_{fe} \qquad C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} = K \cdot C_L^2$$

- C_{fe} = 0,0055 – Sugerido por Raymer
- e_0 = 0,75e – Fator de eficiência de Oswald para a aeronave



Modelo	e_0	S_{wet}(m²)	C_{D0}	K	C_D
Retangular	0,69	4,33	0,021	0,066	$0,021 + 0,066\ C_L^2$
Trapezoidal	0,72	3,91	0,023	0,050	$0,023 + 0,050\ C_L^2$
Mista	0,73	4,18	0,022	0,058	$0,022 + 0,058\ C_L^2$

Análise aerodinâmica

Definição do modelo da asa

- Cálculo do desempenho de decolagem – Anderson
- Planilha ajustava o peso até o comprimento máximo de decolagem

$$S_{LO} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{Lmáx} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\}_{0,7v_{LO}}}$$

Modelo	Setor 1		Setor 2	
	W(N)	v_{cmd}(m/s)	W(N) (setor 2)	v_{cmd}(m/s)
Retangular	114,14	10,53	157,04	12,35
Trapezoidal	107,39	10,90	148,01	12,80
Mista	114,30	10,52	157,32	12,34

- Selecionada a asa mista por permitir a decolagem com o maior peso total
- Maior área alar em relação à asa trapezoidal

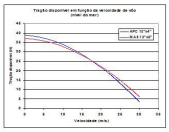
Análise de desempenho

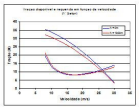
Seleção da hélice e curvas de tração

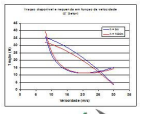
- Aerodesign Propeller Selector
- APC 13"x4" – mais e eficiente e maior tração na faixa de 0 a 15m/s
- Tração disponível foi corrigida para a altitude
- Tração requerida foi calculada em função da polar de arrasto
- Análise ao nível do mar e em 1000m

$$T_{alt} = T_{s0} \cdot \frac{\rho}{\rho_0}$$

$$T_r = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \left(C_{D0} + K \cdot C_L^2\right)$$







Análise de desempenho

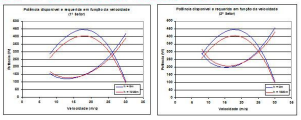
Curvas de potência e velocidades de máximo alcance e máxima autonomia

Disponível

$P_d = T_d \cdot v$

Requerida

$P_r = T_r \cdot v$



- Alcance e autonomia calculadas segundo modelo proposto por Anderson

$$v_{P_{r\,min}} = \left(\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}\right)^{1/3} \cdot \left(\frac{K}{C_{D0}}\right)^{1/4} \qquad v_{P_{r\,min}} = \left(\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{K}{3 \cdot C_{D0}}\right)^{1/4}$$

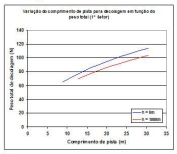
Altitude	Setor 1		Setor 2	
	Alcance (mA)	Autonomia (mA)	Alcance (mA)	Autonomia (mA)
h = 0m	17,84	12,95	20,00	15,19
h = 1000m	17,89	13,59	20,99	15,95

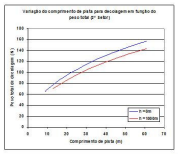
TAPERÁ Aerodesign

Análise de desempenho

Desempenho de decolagem

- Velocidade de decolagem – 20% maior que a velocidade de estol
- Considerado efeito solo e condição média em 70% da velocidade de decolagem
- Gerados gráficos do comprimento de pista em função do peso total de decolagem





TAPERÁ Aerodesign

Análise de desempenho

Gráfico de carga útil

- Fundamentado no desempenho de decolagem
- Incrementos de 100m a partir do nível do mar até 2300m
- Tração disponível e parâmetros da equação de decolagem corrigidos para a altitude em estudo

1º Setor

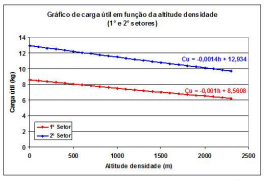
$C_u = 8{,}5608 - 0{,}001 \cdot h$

8,56kg – nível do mar

2º Setor

$C_u = 12{,}934 - 0{,}0014 \cdot h$

12,93kg – nível do mar



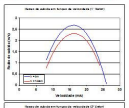
TAPERÁ Aerodesign

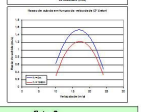
Análise de desempenho

Razão de subida e ângulo de subida

- Calculado em função da sobra de potência
- Garantir que o avião ganhe altura após a decolagem
- Gráficos da razão de subida em função da velocidade
- Cálculo do ângulo de subida
- Técnica de pilotagem para evitar estol na decolagem

$$Rs = \frac{P_d - P_r}{W} \qquad \theta_{Rsmáx} = arctg\left(\frac{R_{Smáx}}{v_h}\right)$$





Altitude	Setor 1		Setor 2	
	$R_{Smáx}$ (mA)	$\theta_{Rsmáx}$ (graus)	$R_{Smáx}$ (mA)	$\theta_{Rsmáx}$ (graus)
h = 0m	2,68	9,51	1,52	5,44
h = 1000m	2,10	8,20	1,23	3,86

TAPERÁ Aerodesign

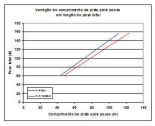
Análise de desempenho

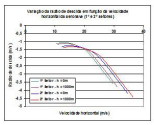
Planeio e pouso

- Cálculo do comprimento de pista necessário para pouso
- Ângulo de planeio e razão de descida
- Polar de velocidades no planeio
- Gráfico do comprimento de pista em função do peso

$$S_{P0} = \frac{1{,}69 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{Lmáx} \cdot \left[D + \mu \cdot (W - L)\right]_{0{,}7vpo}}$$

$$tg\gamma = \frac{1}{(L/D)_{máx}} \qquad R_D = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos\gamma}{\rho \cdot S \cdot C_z}} \cdot sen\gamma$$





Altitude	Setor 1	Setor 2
	Comprimento para pouso (m)	Comprimento para pouso (m)
h = 0m	81,14	111,69
h = 1000m	89,41	123,07

Análise de desempenho

Desempenho em curvas

- Cálculo do raio de curvatura mínimo
- Cálculo do máximo ângulo de inclinação das asas
- Modelo sugerido por Anderson

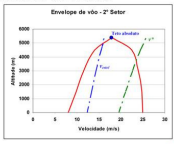
Altitude	Setor 1		Setor 2	
	$R_{mín}$ (m)	ϕ(graus)	$R_{mín}$ (m)	ϕ(graus)
h = 0m	7,16	44,18	13,95	43,41
h = 1000m	8,75	44,00	17,15	43,05

$$R_{mín} = \frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{g \cdot \rho \cdot (T/W) \cdot \sqrt{1 - 4 \cdot K \cdot C_{D0} / (W/S)^2}} \qquad \phi = arccos\left(\frac{1}{n_{2mín}}\right)$$

Análise de desempenho

Envelope de vôo e teto absoluto teórico

- Definidos a partir das curvas de tração e potência
- Cálculos realizados para diversas altitudes até que $V_{mín} = V_{máx}$
- Teto de vôo teórico para os dois setores de decolagem
- 1º Setor – Teto teórico 8100m
- 2º Setor – Teto teórico 5400m
- Considerada restrição aerodinâmica da velocidade de estol
- Considerada restrição estrutural da velocidade de manobra



Análise de estabilidade

Determinação da posição do CG

- Referência no nariz da aeronave
- Divisão dos principais componentes
- Cálculo de pesos e momentos

Componente	Peso (N)	Braço (m)	Momento(Nm)
Motor	6,687	0,05	0,343
Fuselagem	5,866	0,4	2,354
Trem Nariz	1,471	0,1	0,147
Trem Principal	1,962	0,5	0,981
Asa	10,791	0,4	4,316
Boom	1,471	0,08	1,177
Empenagem	2,452	1,6	3,923
Total	30,901	-	13,243
h_{CG} (m)	0,128m a partir da borda de ataque da asa		
h_{CG} (%cma)	32,14% da corda média aerodinâmica		

$$h_{CG} = \frac{\sum W \cdot d}{\sum W}$$

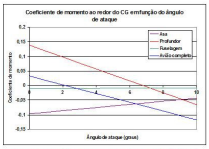
Análise de estabilidade

Estabilidade longitudinal estática

- Cálculo individual dos componentes da aeronave
- Asa e fuselagem contribuição negativa
- Profundor estabiliza a aeronave
- Critérios de estabilidade atendidos

$$C_{M\,0} > 0 \qquad dC_{MCG}/d\alpha < 0$$

- Ângulo de trimagem 2,3º
- Parâmetros calculados segundo modelo proposto por Nelson



Trimagem do profundor

- Na velocidade de estol: - 5,04º
- Na velocidade máxima: + 1,03º
- Curso de comando: + - 10º

$$\delta_{trim} = \frac{C_{M0a} + C_{Mac} \cdot \alpha}{V_H \cdot \eta \cdot C_{L\alpha t}}$$

Ponto neutro e margem estática

$$h_n = h_{ac} - \frac{c_{maf}}{a} + \eta \cdot V_H \cdot \frac{a_t}{a}\left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right)$$

$$m_e = h_n - h_{CG}$$

h_n (m)	h_n (%cma)	m_e (m)	m_e (%)
0,285	52,1	0,05	20

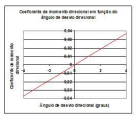
Análise de estabilidade

Estabilidade direcional e lateral estática

Direcional

$$C_{n\beta} = dC_n/d\beta > 0$$

- $C_{n\beta}$ = 0,0092567grau^{-1}

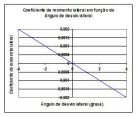


$$C_{n\beta} = -K_n \cdot K_{RL} \cdot \frac{S_f \cdot l_f}{S_w \cdot b} + V_H \cdot \eta_H \cdot a_H \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right)$$

Lateral

$$C_{l\beta} = dC_l/d\beta < 0$$

- $C_{l\beta}$ = -0,000502grau^{-1}



$$C_{l\beta} = -2 \cdot a \cdot \varphi \cdot \frac{\int_0^{b/2} c_y \cdot d_y}{S \cdot b}$$

Análise de estabilidade

Estabilidade longitudinal dinâmica

- Análise "pughoid" e "short period"
- Autovalores da matriz *A*
- Cálculo do tempo para redução da amplitude pela metade
- Parte real negativa indica estabilidade longitudinal dinâmica
- Derivadas definidas segundo Nelson

"pughoid"

$\lambda_{1,2} = -0{,}1526 \pm 0{,}3463i$

$t_{1/2}$=18,14s

"short period"

$\lambda_{3,4} = -2{,}4554 \pm 3{,}5275i$

$t_{1/2}$=1,78s

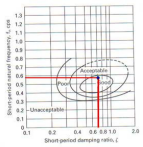
f_n = 0,561 hz

ζ_{sp} = 0,696

derivadas *u*	derivadas *w*	derivadas $\dot{w}$	derivadas *q*
X_u = -0,03512/s	X_w = 0,03991/s	$X_{\dot{w}}$ = 0	X_q = 0
Z_u = -0,4789/s	Z_w = -3,4565/s	$Z_{\dot{w}}$ = 0	Z_q = 0
M_u = 0	M_w = - 0,7889/m s	$M_{\dot{w}}$ = -0,0325 3/m	M_q = -0,7565/s

$$\dot{X} = A \cdot X$$

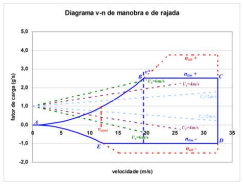
$$\begin{bmatrix} \Delta\dot{u} \\ \Delta\dot{w} \\ \Delta\dot{q} \\ \Delta\dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & 0 & -g \\ Z_u & Z_w & u_0 & 0 \\ M_u + M_{\dot{w}} Z_u & M_w + M_{\dot{w}} Z_w & M_q + M_{\dot{w}} u_0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta w \\ \Delta q \\ \Delta\theta \end{bmatrix}$$



Análise de cargas e estruturas

Diagrama *v-n* de manobra e de rajada

- $2{,}5 \le n_{máx} \le 3{,}8$ - Norma
- Escolhido o menor valor da faixa
- Busca da estrutura mais leve e maior eficiência estrutural
- v^* = 19,53m/s
- v_d = 32,5m/s
- Rajadas de 2m/s, 4m/s e 6m/s
- Pontos extremos de rajada no interior do envelope de manobra



Fator de carga último

$$n_{ult} = 1{,}5 \cdot n_{lim} \qquad n_{lim\,\ominus} = 0{,}4 \cdot n_{lim\,\oplus}$$

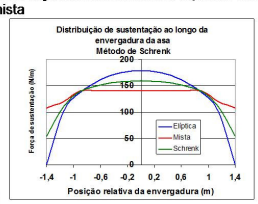
Rajada

$$n = 1 \pm \frac{\rho_{ar} \cdot v \cdot a \cdot K_g \cdot U_e}{2 \cdot (W/S)}$$

Análise de cargas e estruturas

Distribuição de sustentação na asa

- Teoria da linha sustentadora
- Aproximação de Schrenk
- Distribuição média entre a asa elíptica e a asa mista

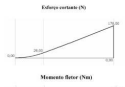


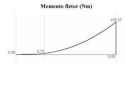
$$L(y)_{IS} = \frac{L(Y)_M + L(Y)_E}{2}$$

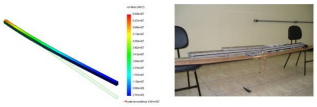
Análise de cargas e estruturas

Análise de flexão da longarina da asa

- Cálculo analítico
- Simulação no "Cosmos Express"
- Validação por ensaio
- Longarina de alumínio 1014
- Asa de isopor P3 com chapeado de balsa







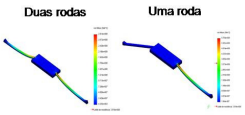
$$\sigma = -\frac{M_{fmáx} \cdot y}{I}$$

Alumínio 2014	Tensão calculada	von Mises	FS
σ_{ad} = 96,51MPa	σ = 67,64MPa	σ = 68,26MPa	1,41

Análise de cargas e estruturas

Análise do trem de pouso

- Análise no "cosmos Express"
- Pouso em três rodas
- Pouso em duas rodas
- Pouso em uma roda (situação crítica)
- Fator de carga vertical 2,5
- Fator de carga horizontal 40% do vertical

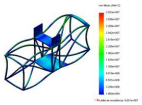


Situação	Esquerda		Direita		Nariz	
	Vertical	Horizontal	Vertical	Horizontal	Vertical	Horizontal
Três rodas	167,45N	67,15N	167,45N	67,15N	59,1N	23,7N
Duas rodas	197N	79N	197N	79N	-	-
Uma roda	394N	158N	-	-	-	-

Análise de cargas e estruturas

Análise da fuselagem e da empenagem

- Fuselagem treliçada
- Retirada de carga pela parte traseira
- "Boom de alumínio"
- Análise do profundor similar a da asa
- 40% da área do leme destinada para comando
- von Mises fuselagem - 39,43MPa
- von Mises profundor - 5,25MPa



Conclusões

- Grande aprendizado no decorrer do projeto
- Meta alcançada em obter uma aeronave competitiva
- Capacidade de carga dentro da expectativa da equipe
- Aeronave estável e com desempenho muito bom nos testes realizados
- Ciência da necessidade de melhorias para o futuro

TAPERÁ Aerodesign

Agradecimentos

- Prof. MSc. Luiz Eduardo Miranda
- Sr. Airton M. G. Rosa

Patrocinadores:

TAPERÁ Aerodesign

Aeronave Taperá 2010

CAPÍTULO 8

RELATÓRIO DE PROJETO

8.1 – Introdução

O presente capítulo possui como objetivo principal a complementação de toda teoria apresentada nesta obra com a apresentação de um modelo de relatório de projeto para a classe regular da competição SAE-AeroDesign.

O relatório que é apresentado a seguir é apenas um modelo segue os requisitos exigidos pelo regulamento da competição. Este modelo de relatório serve como uma boa referência para as equipes que procuram obter uma boa classificação no quesito projeto.

A intenção em apresentar um modelo de relatório de projeto neste capítulo que finaliza o presente livro é justamente para permitir que os estudantes ou equipes que iniciam sua participação na competição possuam a oportunidade de verificar o padrão técnico e a consistência de um relatório que geralmente agrada a comissão julgadora do evento.

8.2 – Recomendações para a confecção de um bom relatório de projeto

Para a confecção de um relatório de projeto consistente e fundamentado tecnicamente na bibliografia aeronáutica, a equipe deve estar preparada para explicar toda a metodologia utilizada durante a fase de projeto preliminar da aeronave que resultou na configuração adotada, bem como mostrar com a maior riqueza de detalhes possível todos os cálculos realizados, qualquer ensaio estático ou dinâmico feito e comprovar todos esses dados a partir do ensaio em vôo da aeronave.

Um relatório de projeto geralmente necessita de vários ajustes e revisões até ghegar a sua configuração final. Nesses ajustes e revisões, é muito importante a organização didática do texto, separando nitidamente cada uma das disciplinas que são avaliadas pela comissão organizadora do AeroDesign.

Como forma de organizar a confecção do relatório, a seguir são apresentadas algumas sugestões que podem ser úteis para a confecção de um novo relatório de projeto que seguem uma seqüência lógica de desenvolvimento e permitem a organização das idéias de forma que agrade o leitor e facilite a identificação dos pontos que foram estudados e calculados durante a fase de projeto da aeronave.

Todo relatório de projeto destinado ao AeroDesign deve possuir uma introdução que explique os objetivos e mostre o projeto conceitual da aeronave, em seguida parte-se para as análises de aerodinâmica, desempenho, estabilidade e controle além do projeto estrutural. Neste ponto é importante ressaltar que a seqüência não necessariamente deve ser essa, porém geralmente essa é a lógica utilizada para o projeto de uma aeronave.

A seguir são realizados comentários pertinentes para cada uma das etapas acima descritas e que podem ser valiosos para a organização e confecção do relatório.

A) Parte introdutória do relatório: as páginas iniciais devem ser utilizadas basicamente para a apresentação da equipe com citações sucintas sobre o histórico, as metas e os objetivos almejados, além de apresentar de maneira objetiva sem a utilização de cálculos a metodologia empregada para a definição de cada um dos componentes da aeronave com uma justificativa sobre as vantagens e desvantagens na escolha da configuração, ou seja, no inicio do relatório é relevante e muito importante a apresentação do projeto conceitual da aeronave

através do estudo e fundamentação teórica a partir da consulta da bibliografia aeronáutica encontrada.

B) Análise aerodinâmica da aeronave: na divisão das disciplinas, o primeiro item a ser avaliado após o projeto conceitual é a análise aerodinâmica. Neste ponto é de extrema importância que a equipe apresente e justifique em detalhes todo o procedimento utilizado para a seleção do perfil aerodinâmico, as dimensões e a forma geométrica da asa, as considerações aerodinâmicas a respeito da fuselagem e da empenagem, a estimativa do coeficiente de arrasto total da aeronave e o traçado da polar de arrasto do avião.

É nesta seção do relatório que devem ser mostrados e comentados quaisquer ensaios aerodinâmicos realizados, quer seja em vôo, em túnel de vento ou computacional. Fotografias que mostram o ensaio realizado e que a equipe julgue importante para o enriquecimento do relatório podem ser utilizadas desde que sejam apresentados os respectivos comentários e justificativas. Qualquer análise numérica realizada também pode ser apresentada desde que sejam explicados em detalhes a simulação realizada apresentando as hipóteses simplificadoras utilizadas e os resultados obtidos de forma consistente, não é pertinente colocar uma figura que não agregue nenhum valor no corpo do texto, ou seja, um ensaio não vale muita coisa se não forem apresentados resultados que mostrem a realidade do projeto desenvolvido.

C) Análise de desempenho: uma vez realizada a análise aerodinâmica, a equipe já possui condições de avaliar o desempenho da aeronave, e, portanto, esse tópico geralmente é colocado logo após a análise aerodinâmica. Durante esta fase é muito importante a equipe explicar e justificar em detalhes todo o processo utilizado para a seleção da hélice e do motor escolhido também mostrando as vantagens e desvantagens operacionais do grupo moto-propulsor escolhido. Geralmente é possível a realização simples de testes de bancada estática com o sistema propulsivo e, portanto, a apresentação de fotografias e/ou resultados obtidos com simulação numérica podem ser apresentados desde que devidamente justificados.

Na fase de análise de desempenho, é muito importante que as informações operacionais da aeronave sejam alocadas no texto de modo que seja possível "visualizar o vôo da aeronave no papel", para isso, é de extrema valia a determinação do peso máximo de decolagem ao nível do mar, pois uma vez obtida essa característica de desempenho da aeronave, torna-se simples e imediato a determinação das características de decolagem, subida, vôo de cruzeiro, descida e pouso em diversas condições de peso e altitude.

Nesta seção do relatório, é interessante que os resultados obtidos sejam mostrados na forma de gráficos e que seja apresentado pelo menos um parágrafo com comentários a respeito de cada um dos gráficos mostrados. Se a equipe julgar pertinente, também pode utilizar fotografias que mostrem o vôo da aeronave caso já se tenha realizado algum teste com o protótipo.

Normalmente nesta fase do relatório a equipe determina e apresenta o diagrama *v-n* da aeronave e também mostra toda a metodologia empregada para a determinação do gráfico de carga útil em função da altitude-densidade.

D) Análise de estabilidade e controle: a avaliação dos critérios de estabilidade e controle podem ser realizadas considerando análises estática ou dinâmica, geralmente são apresentadas apenas os critérios necessários para a garantia da estabilidade estática, pois como visto anteriormente a avaliação da estabilidade dinâmica é complicada e difícil de se determinar sem o auxílio de ferramentas computacionais complexas. Nos critérios de estabilidade, o primeiro ponto que é importante apresentar é a determinação da posição do centro de gravidade da aeronave, bem como o passeio do mesmo para condições de cargas mínima e máxima. Para uma análise estática, é necessário mostrar e justificar os cálculos realizados para a determinação dos critérios que garantem a estabilidade longitudinal, a

direcional e a lateral e quando possível os resultados devem ser apresentados na forma de gráficos e os mesmos devem ser comentados para facilitar o entendimento e a avaliação do resultado pelo leitor.

E) Análise estrutural: a apresentação técnica do relatório geralmente é finalizada com a avaliação dos critérios que garantem a resistência estrutural da aeronave. Nesta seção devem ser apresentados todos os subsídios que foram utilizados para o dimensionamento das asas, da fuselagem, da empenagem e do trem de pouso. Os resultados podem ser obtidos através de aplicações analítica de teorias presentes em livros de resistência dos materiais ou então através da simulação numérica pelo método dos elementos finitos, nesta segunda opção de análise, é importante que todo e qualquer resultado obtido seja justificado através da apresentação das hipóteses adotadas, ou seja, novamente não é pertinente colocar no corpo do texto uma figura com várias cores que identificam as regiões criticas de resistência da estrutura se a mesma não for devidamente explicada e justificada.

Nesta seção do relatório é interessante mostrar ensaios estáticos realizados na estrutura, esse tipo de teste é normalmente fácil de ser realizado e pode comprovar de maneira qualitativa e quantitativa os resultados obtidos com os cálculos analíticos. O cálculo da distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa e os respectivos diagramas de esforços solicitantes são elementos que enriquecem muito o relatório, bem como uma avaliação consistente dos critérios de resistência do trem de pouso.

F) Conclusões: a página do relatório que antecede as referências bibliográficas deve ser dedicada exclusivamente as conclusões do projeto, é neste ponto que a equipe finaliza o relatório de projeto e comenta todos os pontos que permitiram a obtenção da meta almejada. Caso já tenham sidos realizados ensaios em vôo, a equipe já possuirá respaldo para garantir o projeto e, portanto, concluir a confiabilidade do trabalho realizado.

Nesta seção pode ser utilizada uma tabela que informe as características técnicas da aeronave bem como podem ser mostradas fotografias dos vôos realizados.

G) Desenhos do projeto: a representação gráfica da aeronave deve ser feita com a maior riqueza de detalhes possível. Neste ponto sim, a representação em cores é muito bem vinda, pois mostra a arte final do projeto e permite a comissão organizadora uma completa visualização da aeronave. O desenho em três dimensões é importante, porém tecnicamente a representação das vistas com o maior número de detalhes é um fator determinante na avaliação do quesito projeto, pois é justamente a partir desses desenhos que um engenheiro analisa os detalhes principais do projeto. Para a representação do projeto uma série de "softwares" de representação gráfica podem ser utilizados, fica a cargo de cada equipe definir qual a melhor ferramenta para a representação do seu projeto.

Espera-se que as informações acima descritas sejam importantes e contribuam para o desenvolvimento de um relatório de projeto competitivo, organizado e bem fundamentado tecnicamente. A seguir é apresentado um modelo de relatório de projeto.

SUMÁRIO

Sumário....1
Lista de símbolos e abreviaturas 2
1. Apresentação e projeto conceitual da aeronave 3
1.1 Apresentação e objetivos da equipe 3
1.2 Projeto conceitual da aeronave.... 3
2. Análise Aerodinâmica 4
2.1 Escolha da forma geométrica da asa e do perfil aerodinâmico utilizado 4
2.2 Aerodinâmica do perfil e da asa finita.... 6
2.3 Aerodinâmica da empenagem 8
2.4 Determinação da polar de arrasto da aeronave 10
3. Análise de Desempenho.... 13
3.1 Seleção do motor e escolha da hélice 13
3.2 Cálculo do peso total de decolagem 14
3.3 Curvas de tração e potência disponível e requerida 16
3.4 Desempenho de subida da aeronave.... 18
3.5 Desempenho de planeio.... 19
3.6 Desempenho de decolagem.... 20
3.7 Desempenho de pouso 21
3.8 Determinação do diagrama *v-n* de manobra 22
3.9 Raio de curvatura mínimo.... 23
3.10 Envelope de vôo e teto absoluto.... 24
3.11 Gráfico de carga útil em função da altitude-densidade 25
4. Análise de estabilidade estática.... 26
4.1 Localização do centro de gravidade 26
4.2 Estabilidade longitudinal 26
4.3 Estabilidade direcional.... 28
4.4 Estabilidade lateral 29
5. Análise Estrutural.... 30
5.1 Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa 30
5.2 Dimensionamento estrutural da longarina da asa.... 31
5.3 Dimensionamento do trem de pouso 32
5.4 Estrutura da empenagem e da fuselagem.... 32
5.5 Dimensionamento dos servos.... 33
6. Conclusões.... 34
Referências Bibliográficas 35

Lista de Símbolos de Abreviatura

a_0 – Coeficiente angular da curva (*cl* versus α) do perfil, (grau^{-1})
a – Coeficiente angular da curva (C_L versus α) para a asa finita, (grau^{-1})
b – envergadura da asa, (m)
$\bar{c}$ – Corda média aerodinâmica do perfil, (m)
c_l – Coeficiente de sustentação do perfil
c_d – Coeficiente de arrasto do perfil
d_f – largura da fuselagem, (m)
e – Fator de eficiência de envergadura
e_0 – Fator de eficiência de Oswald
g – Aceleração da gravidade, (m/s²)
h_{ac} - Posição do centro aerodinâmico da asa, (m)
h_{CG} - Posição do *CG* em relação ao bordo de ataque da asa, (m)
h_n – Posição do ponto neutro, (m)
h – Altura da asa em relação ao solo, (m)
l_{HT} - distância entre os centros aerodinâmicos da asa e da empenagem horizontal (m)
l_{VT} - distância entre os centros aerodinâmicos da asa e da empenagem vertical (m)
m_e – margem estática (m)
n_{lim} – Fator de carga limite
n – rotação do motor (rpm)
p - passo da hélice
v – Velocidade do escoamento, (m/s)
v_p – Velocidade de planeio, (m/s)
v_{po} – Velocidade de pouso, (m/s)
v_{estol} – Velocidade de estol, (m/s)
AR – Relação de aspecto da asa
AR_h – Relação de aspecto da empenagem horizontal
AR_v – Relação de Aspecto da empenagem vertical
C_D – Coeficiente de arrasto da aeronave
C_{D0} – Coeficiente de arrasto parasita
C_{Di} – Coeficiente de arrasto induzido
C_{FE} – Coeficiente de atrito de superfície
C_L – Coeficiente de sustentação da asa
C_{Lt} – Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal
$C_{L,máx}$ – Coeficiente de sustentação máximo da asa
C_{M0} - Coeficiente de momento resultante ao redor do centro de gravidade para α=0°
C_{MCG} - Coeficiente de momento total ao redor do centro de gravidade da aeronave
c_{mac} - coeficiente de momento ao redor do centro aerodinânico

$C_{n\beta wf}$ - Inclinação da curva para estabilidade direcional, parcela relativa a asa/fuselagem
$C_{n\beta v}$ - Inclinação da curva para estabilidade direcional, parcela relativa a empenagem vertical
$C_{l\beta}$ - Inclinação da curva de momentos laterais da aeronave
D – Força de arrasto, (N)
K – Fator de proporcionalidade
L – Força de sustentação, (N)
M_F – Momento Fletor Resultante, (Nm)
Re – Número de Reynolds
P_d – Potência disponível, (W)
P_E – Potência no eixo do motor, (W)
P_r – Potência requerida, (W)
Rs – Razão de subida da aeronave, (m/s)
Rd – Razão de descida da aeronave, (m/s)
R_{min} – Raio de curvatura mínimo, (m/s)
S – Área da asa, (m²)
S_{wet} – Área molhada da aeronave, (m²)
S_{LO} – Comprimento de pista necessário para decolagem, (m)
S_{HT} - Área da empenagem horizontal (m²)
S_{VT} - Área da empenagem vertical (m²)
S_{PO} – Comprimento de pista necessário para pouso, (m)
T_d – Tração disponível, (N)
T_r – Tração requerida, (N)
T_{dh} - Tração disponível para uma determinada altitude, (N)
V_{HT} – Volume de cauda horizontal
V_{VT} – Volume de cauda vertical
W – Peso da aeronave, (N)
α - ângulo de ataque, (graus)
ϕ - Fator de efeito solo
μ – coeficiente de atrito
η_h – rendimento da hélice
ρ - Densidade do ar na altitude, (kg/m³)
ρ_0 - Densidade do ar nível do mar, (kg/m³)
$\bar{\sigma}$ – Tensão atuante, (MPa)
Γ – Circulação ao redor da asa, (m^2/s)

1 – APRESENTAÇÃO E PROJETO CONCEITUAL DA AERONAVE

1.1 – Apresentação e objetivos da equipe

A equipe Wings composta por estudantes do curso de Engenharia Mecânica da Universidade Asas, participa pela terceira vez consecutiva da competição SAE-AeroDesign e possui como objetivos principais demonstrar à comissão organizadora do evento o crescente ganho de conhecimento nas disciplinas que contemplam a engenharia aeronáutica, a apresentação de um relatório de projeto que explica em detalhes toda a metodologia de cálculos e ensaios empregada para a definição da aeronave e a possibilidade de concorrer em condições de igualdade com as principais equipes que participam da competição.

1.2 – Projeto conceitual da aeronave

Esta seção mostra apenas alguns comentários sobre o projeto conceitual adotado, para a definição do projeto conceitual a equipe deve ver as restrições do regulamento da competição e aplica-las ao objetivo do projeto.

Como forma de obter uma aeronave competitiva e com excelentes qualidades de desempenho, a equipe trabalhou com a finalidade de encontrar soluções de projeto que permitissem maximizar a carga útil transportada decolando no menor comprimento de pista possível com baixa velocidade de estol e conseqüentemente baixa velocidade de decolagem.

A concepção da aeronave adotada teve como objetivos principais o aproveitamento máximo das dimensões do hangar, o aumento da relação (T/W), a redução da carga alar (W/S), a maximização conjunta do alongamento e da área da asa, a redução do arrasto total da aeronave e a minimização do peso estrutural.

Após a realização do estudo de algumas possíveis configurações que atendessem os requisitos desejados pela equipe, a opção foi por um monoplano de asa alta com forma geométrica semi-elíptica, sistema propulsivo na configuração “tractor”, trem de pouso modelo triciclo e empenagem convencional com enflechamento negativo do profundor.

Todos os detalhes e justificativas para a escolha dessa configuração estão explicados no presente relatório de projeto que está fundamentado em importantes referências bibliográficas da literatura técnica aeronáutica.

2 – ANÁLISE AERODINÂMICA

2.1 – Escolha da forma geométrica da asa e do perfil aerodinâmico utilizado

Com o objetivo de se encontrar a melhor configuração que atendesse as expectativas da equipe, o critério de escolha da asa e do perfil aerodinâmico utilizado foi fundamentado na simulação de doze aeronaves diferentes com a combinação de quatro modelos de asa e de três perfis aerodinâmicos.

A estrutura de simulação considerou um mesmo conjunto fuselagem/empenagem e combinou cada um dos modelos de asa (trapezoidal, retangular, elíptica e mista), com os perfis Eppler 423, Selig 1223 e Eplig (combinação dos dois perfis). O objetivo desta simulação foi encontrar a polar de arrasto de cada uma dessas aeronaves e determinar qual seria a tração disponível que permitiria uma decolagem com um peso total de 140N em um comprimento de pista de 59m.

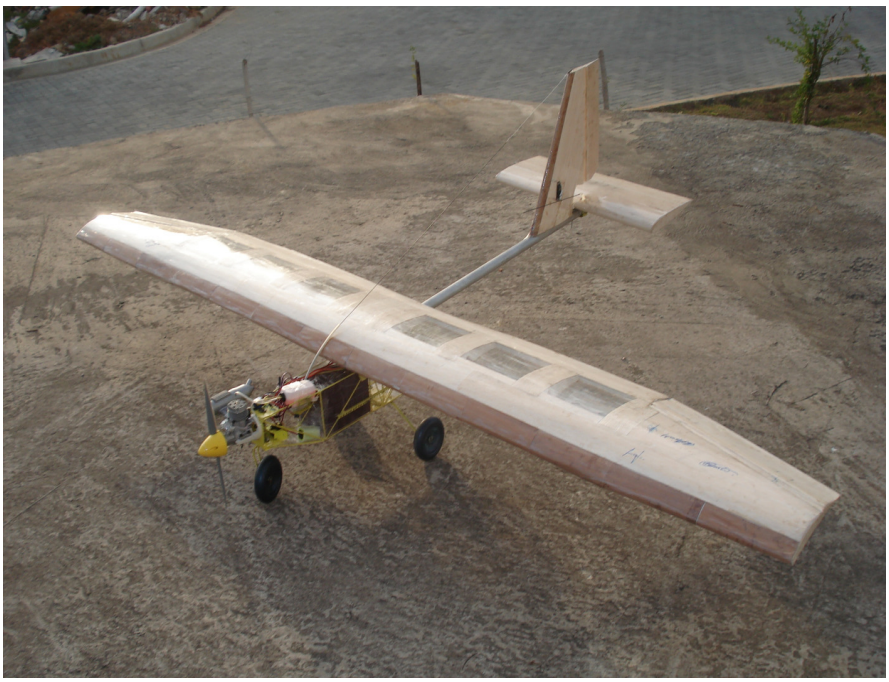


Figura 1 – Aeronave Escolhida.

Para cada uma das formas geométricas citadas, a equipe procurou utilizar o máximo das dimensões do hangar, além de trabalhar com o intuito de se obter um alongamento próximo de 7 com uma área de asa em torno de $1m^2$, pois dessa forma é possível obter uma asa com características aerodinâmicas próximas a do perfil escolhido e ao mesmo tempo reduzir a carga alar (*W/S*) que afeta muitos parâmetros de desempenho e estruturais da aeronave.

Dentre as formas geométricas propostas, a asa 1 é retangular, a asa modelo 2 é próxima da forma elíptica visando obter a máxima eficiência aerodinâmica a asa 3 é trapezoidal e a asa 4 tem a forma mista com afilamento das pontas de forma a se reduzir o arrasto induzido. A Tabela 1 apresentada a seguir mostra os resultados obtidos na simulação realizada.

Tabela 1 – Simulação para escolha da asa e do perfil.

ASA	PERFIL	S (m^2)	AR	Polar de Arrasto $C_D=Cdo+KCL^2$	T_D (N)
1	Selig 1223	0,9690	6,98	C_D=0,01998+0,0611C_L^2	34,67
1	EPPLER 423	0,9690	6,98	C_D=0,01980+0,0611C_L^2	37,07
1	Eplig S Ex E In	0,9690	6,98	C_D=0,01990+0,0611C_L^2	38,99
2	Selig 1223	0,9994	7,19	C_D=0,02470+0,0597C_L^2	34,34
2	EPPLER 423	0,9994	7,19	C_D=0,02460+0,0594C_L^2	35,96
2	Eplig S Ex E In	0,9994	7,19	C_D=0,02465+0,0594C_L^2	37,80
3	Selig 1223	0,9795	7,33	C_D=0,02012+0,0583C_L^2	34,64
3	EPPLER 423	0,9795	7,33	C_D=0,02000+0,0583C_L^2	36,51
3	Eplig S Ex E In	0,9795	7,33	C_D=0,02006+0,0583C_L^2	38,11
4	Selig 1223	0,9660	7,00	C_D=0,01994+0,0610C_L^2	34,82
4	EPPLER 423	0,9660	7,00	C_D=0,01980+0,0610C_L^2	37,13
4	Eplig S Ex E In	0,9660	7,00	C_D=0,01987+0,0610C_L^2	39,06

A variável T_D presente na Tabela 1 representa a mínima tração disponível que garante a decolagem da aeronave no limite de pista estipulado pela equipe (59m). Como será mostrado oportunamente no presente relatório, a hélice escolhida fornece uma tração disponível média durante a decolagem de 34,35N, portanto, é possível observar nos resultados que apenas uma das doze propostas estudadas possibilita atingir a meta inicial de 140N desejada pela equipe.

Como forma de atender a expectativa, a equipe escolheu a asa e o perfil que permitem a decolagem com o menor valor de tração disponível, assim, a forma geométrica adotada para a asa é a mista modelo 4 com o perfil Selig 1223.

A seguir são apresentados todos os cálculos aerodinâmicos para o modelo escolhido, neste ponto é importante citar que estes mesmos cálculos foram realizados para todas as configurações estudadas e resultaram na Tabela 1.

2.2 – Aerodinâmica do perfil e da asa finita

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 2 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O perfil Selig 1223 escolhido pela equipe possui boas qualidades para geração de sustentação para a faixa de Reynolds geralmente encontrada em aeronaves que participam do AeroDesign, 300000 ≤ Re ≤ 500000, no qual o c_l máximo para este perfil é da ordem de 2,3 com um ângulo de estol próximo de 13º. Esse coeficiente de sustentação proporciona ótimas qualidades de desempenho da aeronave, permitindo normalmente uma elevada capacidade de carga útil e uma decolagem com um comprimento de pista reduzido.

Porém, é importante citar que as qualidades aerodinâmicas do perfil diferem consideravelmente das qualidades de uma asa finita ou de um avião como um todo. Assim, a equipe realizou a correção dessas características considerando as dimensões finitas da asa.

O processo de correção foi realizado a partir da determinação do coeficiente angular da curva C_L x α da asa com a aplicação da Equação (1) segundo modelo apresentado por Anderson [2].

$$a = \frac{a_0}{1 + (57{,}3 \cdot a_0 / \pi \cdot e \cdot AR)} \tag{1}$$

A variável $a_0 = 0{,}110\text{grau}^{-1}$ foi determinada a partir do cálculo do coeficiente angular da curva $c_l \times \alpha$ do perfil Selig 1223. Considerando que a asa possui envergadura b=2,68m e uma área S=0,9994m^2, o alongamento obtido foi AR=7,19. O fator de eficiência de envergadura (e) foi estimado segundo citações de Anderson [1] no qual e=1 para asas com distribuição elíptica de sustentação, como a forma geométrica da asa da aeronave Wings é mista, a equipe adotou e=0,99 valor perfeitamente aceitável uma vez que para asas trapezoidais com média relação de afilamento $e \cong 0{,}98$. Aplicando-se os valores apresentados acima na Equação (1) obteve-se $a = 0{,}0859\text{grau}^{-1}$.

A Figura 2 apresentada a seguir mostra a comparação entre as curvas $C_L \times \alpha$ da asa e $c_l \times \alpha$ do perfil.

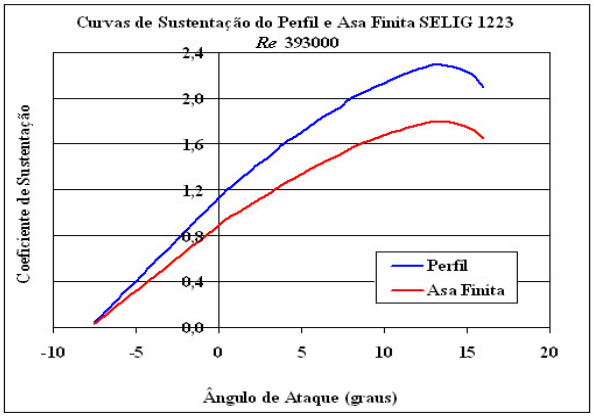


Figura 2 – Curvas $c_l \times \alpha$ do perfil e $C_L \times \alpha$ da asa finita.

A análise da Figura 2 permite observar que o máximo coeficiente de sustentação da asa é $C_{Lmáx} = 1{,}79$ e que o ângulo de estol é próximo de 13°.

2.3 – Aerodinâmica da empenagem

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 2 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

Como forma de se reduzir o arrasto provocado pela empenagem, a equipe trabalhou na obtenção das menores áreas das superfícies de cauda capazes de prover com segurança a estabilidade e o controle da aeronave. A metodologia adotada foi o deslocamento do centro aerodinâmico da asa e conseqüentemente do *CG* da aeronave para uma posição 0,3m a frente do centro do hangar e com o bordo de fuga do profundor localizado em uma posição tangente às paredes traseiras do hangar, dessa forma foi possível realizar um aumento nos comprimentos l_{Ht} e l_{Vt} entre centro aerodinâmico do profundor e do leme até o *CG* da aeronave, contribuindo de maneira satisfatória para a redução de área nas superfícies da empenagem.

A determinação das áreas mínimas necessárias para as superfícies horizontal e vertical da empenagem foi realizada com a aplicação das Equações (2) e (3) seguindo citações de McCormick [8], utilizando-se um volume de cauda horizontal V_{Ht}=0,5 e um volume de cauda vertical V_{Vt}=0,05 com os comprimentos l_{Ht} = 1,274m e l_{Vt} = 1,191m além da corda média aerodinâmica $\bar{c}$ = 0,358m. Os resultados obtidos foram $S_{Ht} = 0{,}16\text{m}^2$ e $S_{Vt} = 0{,}13\text{m}^2$.

$$V_{Vt} = \frac{l_{Vt} \cdot S_{Vt}}{b \cdot S} \tag{2}$$

$$V_{Ht} = \frac{l_{Ht} \cdot S_{Ht}}{\bar{c} \cdot S} \tag{3}$$

Os perfis aerodinâmicos selecionados para a empenagem são simétricos, sendo o Eppler 169 para a superfície horizontal e o Eppler 168 para vertical. A Figura 3 apresentada a seguir mostra a curva $c_l \; x\alpha$ para esses dois perfis; essas curvas foram utilizadas para a determinação dos critérios de estabilidade da aeronave como será apresentado mais adiante neste relatório. Na Figura 4 é possível verificar a forma geométrica final da empenagem da aeronave Wings.

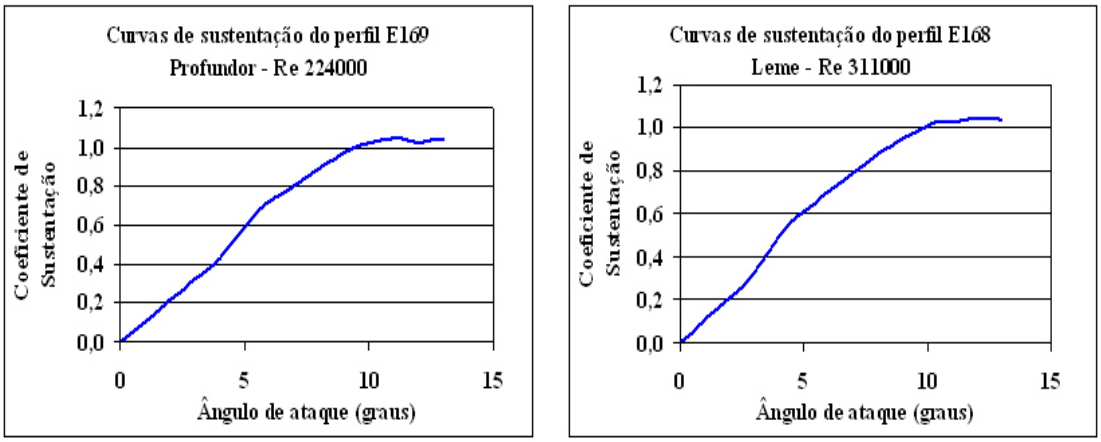


Figura 3 – Curvas $c_l \; x\alpha$ para os perfis da empenagem.

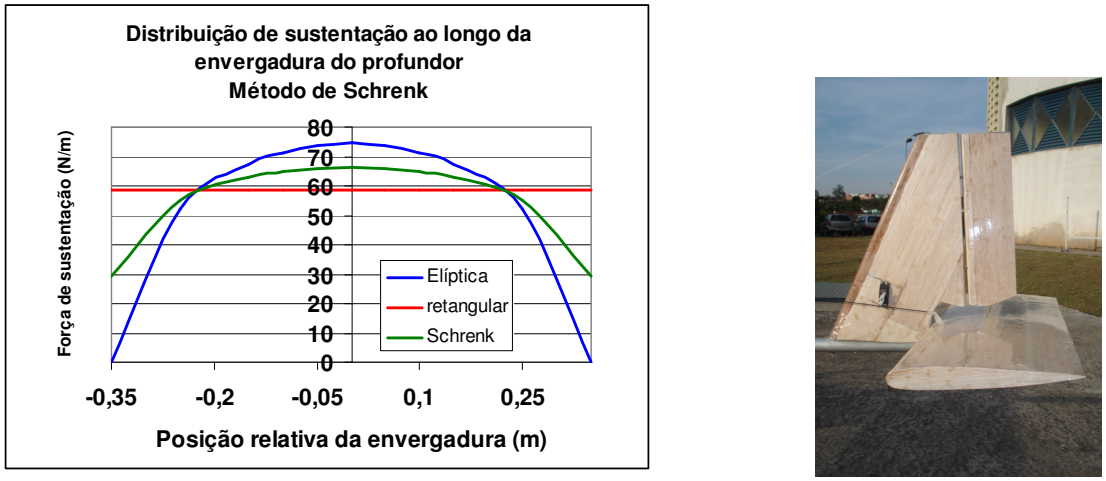


Figura 4 – Forma geométrica da empenagem.

Para se obter as áreas calculadas, a equipe avaliou algumas configurações geométricas que respeitassem as dimensões do hangar obtendo uma superfície horizontal retangular e uma vertical com forma trapezoidal tradicional. As principais dimensões encontradas são b_{Ht} =

0,70m, c_{rHt} = 0,25m, c_{tHt} = 0,15m, AR_{Ht} = 3,09, b_{Vt} = 0,437m, c_{rVt} = 0,367m, c_{tVt} = 0,180m e AR_{Vt} = 1,42.

Segundo Anderson [1] é desejável que o alongamento da superfície horizontal da empenagem seja menor que o alongamento da asa, pois dessa forma, na eventual iminência de um estol esta superfície ainda consegue exercer controle sobre a aeronave, e como pode-se perceber este critério é atendido no presente projeto.

2.4 – Determinação da polar de arrasto da aeronave

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 2 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

A polar de arrasto da aeronave Wings foi determinada de acordo com citações de Anderson [1] que define que o coeficiente de arrasto total de uma aeronave completa pode ser calculado da seguinte forma.

$$C_D = C_{D0} + C_{Dw} + C_{Di} \tag{4}$$

Na Equação (4), o termo referente ao arrasto de onda C_{Dw} foi desprezado durante os cálculos pois o vôo realizado no AeroDesign se caracteriza em subsônico e de baixa velocidade, situação na qual o arrasto de onda não se faz presente.

O coeficiente de arrasto parasita C_{D0} foi obtido relacionando-se a área molhada da aeronave, a área da asa e o coeficiente de atrito de superfície conforme Equação (5).

$$C_{D0} = \frac{S_{wet}}{S} \cdot C_{Fe} \tag{5}$$

Considerando a área da asa S=0,9994m^2 e a área molhada S_{wet}=3,74m^2 determinada pelo software "solidworks" a partir do desenho em três dimensões da aeronave, com um valor de C_{Fe} sugerido por Raymer [10] para monomotores leves em regime de vôo subsônico de 0,0055, o resultado encontrado para o coeficiente de arrasto parasita foi C_{D0}=0,0247.

O coeficiente de arrasto induzido em função de C_L^2 foi calculado pela aplicação da Equação (6) considerando um fator de eficiência de Oswald, segundo recomendações de Anderson [1], $e_0 = 0{,}75e = 0{,}7425$.

$$C_{Di} = \frac{C_L^{\,2}}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} = \frac{1}{\pi \cdot e_0 \cdot AR} \cdot C_L^{\,2} = K \cdot C_L^{\,2} \tag{6}$$

Com a aplicação da Equação (6), o valor obtido para a constante de proporcionalidade foi K=0,0597, e assim, a polar de arrasto da aeronave Wings é dada por:

$$C_D = 0{,}0247 + 0{,}0597 \cdot C_L^{\,2} \tag{7}$$

A curva resultante da aplicação da Equação (7) pode ser observada na Figura 6 apresentada a seguir.

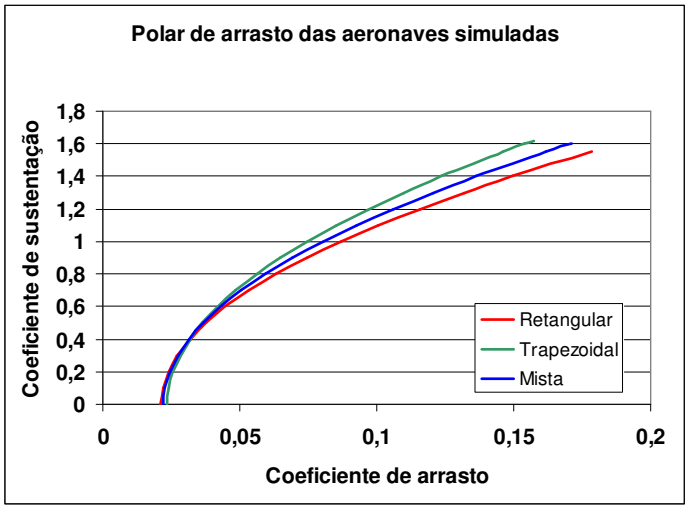


Figura 6 – Polar de arrasto da aeronave Wings.

O ponto ***A*** em destaque no gráfico representa a máxima eficiência aerodinâmica da aeronave $(L/D)_{máx}$ e como será mostrado na análise de desempenho, indica o C_L necessário para a realização de um vôo com a mínima tração requerida e o máximo alcance. O valor de C_L que corresponde a esta condição é obtido pelo cálculo da Equação (8) apresentada a seguir.

$$C_L^{\ *} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}} \tag{8}$$

A máxima eficiência aerodinâmica para a aeronave Wings $(C_L/C_D)_{máx}$ = 13,05 indica que para esta condição de vôo a aeronave é capaz de gerar 13,05 mais sustentação do que arrasto.

Finalmente, o cálculo da tração disponível que resultou na seleção da asa e do perfil foi realizado com a solução da Equação (9) para *T,* considerando um peso total de decolagem de 140 N e um comprimento de pista limitado a 59m.

$$S_{L0} = \frac{1{,}44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{Lmáx} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\}_{0,7_{VL0}}} \tag{9}$$

O resultado encontrado com a solução da Equação (9) para a aeronave escolhida foi *T*=34,34N.

Todo o procedimento apresentado foi repetido para as outras configurações estudadas, resultando nos dados apresentados na Tabela 1.

3 – ANÁLISE DE DESEMPENHO

3.1 – Seleção do motor e escolha da hélice

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 3 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

A análise de desempenho da aeronave Wings está diretamente relacionada com a polar de arrasto obtida e ao grupo moto-propulsor utilizado.

O motor escolhido pela equipe foi o OS.61FX devido a sua maior confiabilidade operacional e pelo fato da equipe já ter utilizado o mesmo em competições anteriores com bons resultados.

Para a escolha e seleção da hélice, a equipe realizou ensaios para se medir a tração estática em alguns modelos de hélices comerciais disponíveis no mercado e também avaliou a variação da tração disponível em função da velocidade de vôo a partir do modelo propulsivo apresentado na Equação (10), que tem como base a potência no eixo do motor e a eficiência da hélice em função da razão de avanço da aeronave.

$$T_d = \frac{P_E \cdot \eta_h}{v} \tag{10}$$

A Figura 7 apresentada a seguir mostra as curvas de tração disponível obtida para cada uma das hélices avaliadas.

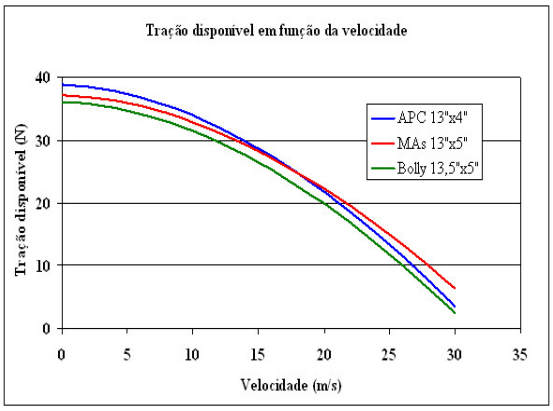


Figura 7 – Ensaio de hélices para determinação da tração disponível.

A tração estática também foi estimada de forma analítica a partir do modelo matemático proposto por Durand & Lesley [4] definido pelas Equações (11) e (12).

$$T_{v=0} = K_{T0} \cdot \frac{P_E}{n \cdot D_h} \tag{11}$$

$$K_{T0} = 57000 \cdot \left(1{,}97 - \frac{p}{D_h}\right) \tag{12}$$

O resultado obtido com a solução da Equação (11) fornece a tração estática em (lb), e, portanto, o mesmo foi convertido para (N) como forma de se obter o resultado no sistema

internacional de unidades (SI). A Figura 8 mostra a curva de eficiência das hélices estudadas obtidas segundo o modelo proposto por Durand & Lesley [4].

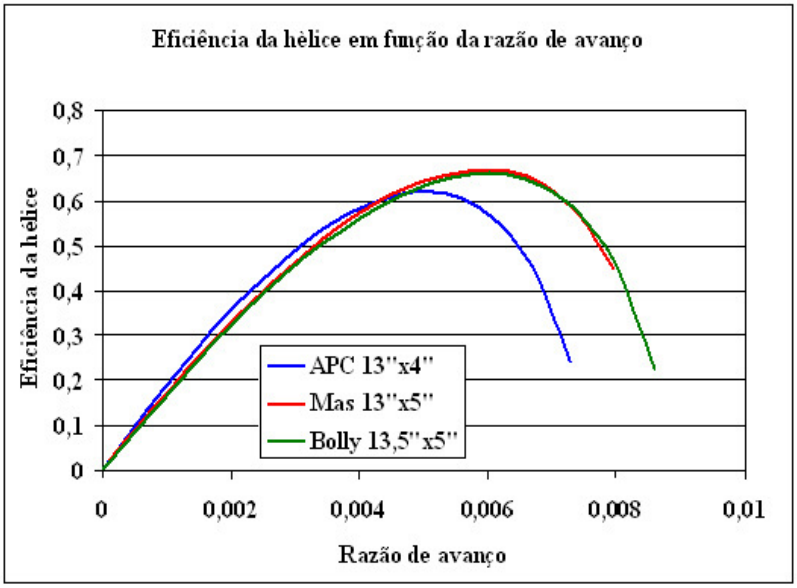


Figura 8 – Curvas de eficiência das hélices em função da razão de avanço.

Pela análise da Figura 9, percebe-se que a hélice que fornece os melhores resultados na faixa de velocidades necessária para a decolagem da aeronave é a APC13"x4". Esta hélice foi escolhida pela equipe e a mesma proporciona uma rotação *n*=12500rpm com uma potência no eixo de 1000W e uma eficiência máxima de 62% como pode ser observado na Figura 10.

3.2 – Cálculo do peso total de decolagem

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O primeiro ponto avaliado pela equipe para a realização da análise de desempenho da aeronave foi a determinação do peso total de decolagem em condições de atmosfera padrão ao nível do mar. Segundo Anderson [3] o comprimento de pista necessário para decolar a aeronave pode ser determinado a partir da Equação (13) apresentada a seguir.

$$S_{lo} = \frac{1{,}44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{L máx} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\}_{0,7VL0}} \tag{13}$$

A solução desta equação foi realizada limitando-se o comprimento de pista para a decolagem da aeronave em 59m, sendo considerados os seguintes valores, g = 9,81m/s², ρ = 1,225kg/m^3, S = 0,9994m^2 e $C_{Lmáx}$ = 1,79. O coeficiente de atrito entre as rodas e a pista utilizado pela equipe corresponde a μ = 0,1, os valores das forças de sustentação e arrasto foram determinados pelas Equações (14) e (15).

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (0{,}7 \cdot v_{L0})^2 \cdot S \cdot C_{L_{L0}} \tag{14}$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (0{,}7 \cdot v_{L0})^2 \cdot S \cdot \left(C_{D0} + \phi \cdot K \cdot C_{L_{L0}}{}^2\right) \tag{15}$$

Para a solução das Equações (14) e (15) a velocidade de decolagem seguiu recomendações da norma FAR-part23 [5] que determina por medidas de segurança que $v_{L0} = 1{,}2v_{estol}$, sendo a velocidade de estol calculada por:

$$v_{estol} = \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot v \cdot C_{L_{máx}}}} \tag{16}$$

Também é importante observar que foi considerada a influência do efeito solo na determinação da força de arrasto, no qual a variável ϕ foi calculada seguindo recomendações de McCormick [8] da seguinte forma:

$$\phi = \frac{[16 \cdot (h/b)]^2}{1 + [16 \cdot (h/b)]^2} \tag{17}$$

Na solução da Equação (17) se considerou b = 2,68m e a altura da asa em relação ao solo h=0,26m o que resultou em um fator de efeito solo ϕ = 0,71.

A tração disponível T foi determinada em função da hélice APC 13"x4" utilizada pela equipe que como pode se observar na Figura 9, para a velocidade ($0{,}7v_{L0}$) seu valor é T = 34,35N.

Considerando que o termo $[D + \mu \cdot (W - L)]$ representa a resistência ao rolamento da aeronave durante a fase de aceleração, a equipe determinou o coeficiente de sustentação ideal para a decolagem como forma de minimizar o comprimento de pista necessário da seguinte forma.

$$C_{L_{L0}} = \frac{\pi \cdot e_0 \cdot AR \cdot \mu}{2 \cdot \phi} \tag{18}$$

O resultado obtido pela Equação (18) foi $C_{L_{L0}}$ = 1,185 e assim, o ângulo de incidência da asa em relação à fuselagem necessário para a obtenção desse C_L é de aproximadamente 3º.

É importante citar que a notação $0{,}7v_{L0}$ presente na Equação (13) foi utilizada como forma de se obter um valor médio das variáveis de decolagem em 70% de v_{L0}.

A partir das considerações feitas, a equipe estimou o comprimento de pista para a decolagem considerando um peso total de 140N e dessa forma obteve os seguintes resultados: v_{estol} = 11,30m/s, v_{L0} = 13,56m/s, L = 65,40N e D = 4,63N fornecendo S_{L0} = 59m.

3.3 – Curvas de tração e potência disponível e requerida

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

Uma vez determinado o peso total de decolagem ao nível do mar, realizou-se o traçado das curvas de tração e potência disponível e requerida para três altitudes diferentes, sendo h = 0m (nível do mar), h = 800m e h = 1200m. A escolha dessas três altitudes deve-se ao fato da variação que geralmente ocorre na altitude densidade nos dias da competição e também como forma de permitir à equipe uma avaliação global do desempenho da aeronave em diferentes condições de vôo.

Para a determinação dessas curvas, a tração disponível foi corrigida para a altitude de acordo com a Equação (19).

$$T_{dh} = T_{d0} \cdot \frac{\rho}{\rho_0} \tag{19}$$

A tração requerida para se manter um vôo reto e nivelado ao nível do mar foi calculada através de Equação (20).

$$T_r = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot \left(C_{D0} + K \cdot C_L{}^2 \right) \tag{20}$$

A solução desta equação foi realizada com a variação da velocidade de 6m/s até 30m/s, com o coeficiente de sustentação requerido para cada velocidade calculado pela Equação (21) utilizando-se o peso total de decolagem de 140N calculado anteriormente.

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot v^2 \cdot S} \tag{21}$$

Para a variação da tração requerida com a altitude, o procedimento utilizado foi exatamente o mesmo, porém foi considerado na solução das Equações (20) e (21) a variação da densidade do ar, onde foram utilizados ρ = 1,134 kg/m^3 e ρ = 1,090 kg/m^3 respectivamente para h=800m e h=1200m.

As potências disponível e requerida foram obtidas de forma direta pela aplicação das Equações (22) e (23) para cada altitude avaliada.

$$P_d = T_d \cdot v \tag{22}$$

$$P_r = T_r \cdot v \tag{23}$$

Os gráficos resultantes da análise realizada estão apresentados a seguir na Figura 9. Pela análise das curvas, é possível observar que ao nível do mar, as velocidades mínima e máxima da aeronave, são aproximadamente $v_{mín}$ = 8,5m/s e $v_{máx}$ = 26m/s, porém, como a velocidade de estol calculada para h = 0m é 11,30m/s, essa passa a ser a velocidade mínima da aeronave. Também é possível observar que conforme a altitude aumenta os valores de $v_{mín}$ aumentam e os valores de $v_{máx}$ diminuem, restringindo cada vez mais a faixa operacional da aeronave.

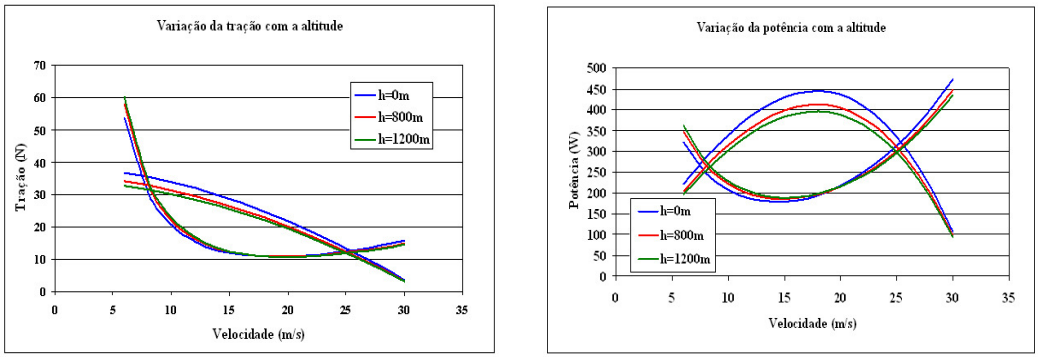


Figura 9 – Curvas de tração de potência disponível e requerida.

Outro ponto importante da análise das curvas de tração e potência é com relação a análise das velocidades de mínima tração requerida que representa um vôo com máxima eficiência aerodinâmica $(L/D)_{máx}$. e a velocidade de mínima potência requerida obtida na condição $(L^{3/2}/D)$. Para a aeronave Wings, essas velocidades foram determinadas para cada uma das altitudes estudadas da seguinte forma:

$$v_{Tr\,\min} = \left(\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{K}{C_{D0}}\right)^{1/4} \tag{24}$$

$$v_{\Pr\,\min} = \left(\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{K}{3 \cdot C_{D0}}\right)^{1/4} \tag{25}$$

A velocidade que minimiza a tração requerida representa a realização de um vôo com máximo alcance (maior distância percorrida para uma dada quantidade de combustível) e a velocidade que minimiza a potência requerida indica um vôo com máxima autonomia (maior tempo de vôo para uma dada quantidade de combustível). Os resultados obtidos estão apresentados a seguir na Tabela 2.

Tabela 2 – Determinação das velocidades de máximo alcance e máxima autonomia.

h(m)	$v_{trmín}$ (m/s) (alcance)	$v_{\text{prmín}}$ (m/s) (autonomia)
0	18,86	14,33
800	19,60	14,89
1200	19,99	15,19

3.4 – Desempenho de subida da aeronave

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

A análise das características de subida foi realizada a partir do cálculo da razão de subida da aeronave considerando a sobra de potência obtida nos gráficos da Figura 9 para as altitudes avaliadas. Segundo Anderson [3], a razão de subida é determinada da seguinte forma.

$$Rs = \frac{P_d - P_r}{W} \tag{26}$$

A solução da Equação (26) foi realizada para cada valor de velocidade utilizado na determinação das curvas de potência considerando o peso total de decolagem. O gráfico resultante da análise está representado na Figura 10.

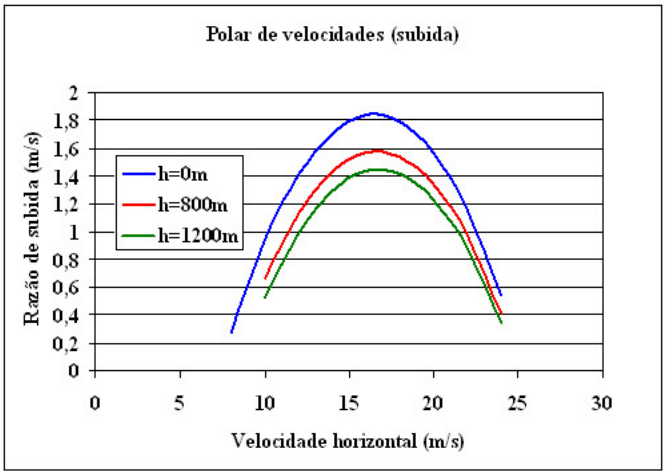


Figura 10 – Polar de velocidades (subida).

Pela análise da Figura 12, pode-se perceber que ao nível do mar (h=0) a máxima razão de subida da aeronave é $R_{smáx}$=1,83m/s.

O ângulo de subida que proporciona a máxima razão de subida foi calculado pela Equação (27) apresentada a seguir.

$$\theta_{Rsmáx} = arctg\left(\frac{R_{Smáx}}{v_h}\right) \tag{27}$$

O resultado obtido para (h = 0m) foi θ = 6,52º, assim, percebe-se que com o peso máximo de decolagem esse ângulo é muito pequeno e determina um ponto muito importante para se definir a técnica de pilotagem com o objetivo de se evitar o estol da aeronave nos instantes iniciais que sucedem a decolagem.

3.5 – Desempenho de planeio

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

Para o desempenho de descida da aeronave Wings foram calculados os valores do ângulo de planeio, da velocidade de planeio, da velocidade horizontal e da razão de descida da aeronave em uma condição de máximo alcance. Esses parâmetros foram determinados a partir das Equações (28), (29), (30) e (31) apresentadas a seguir.

$$tg\gamma = \frac{1}{(L/D)_{máx}} \tag{28}$$

$$v_p = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos\gamma}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \tag{29}$$

$$v_h = v_p \cdot \cos\gamma \tag{30}$$

$$R_D = v_p \cdot sen\gamma \tag{31}$$

Na Equação (29), o valor de C_L utilizado foi o obtido através da polar de arrasto da aeronave para uma condição de máxima eficiência aerodinâmica (ponto *A* da Figura 7). A solução dessas equações forneceu os seguintes resultados para o vôo de descida da aeronave: $\gamma = 4{,}39°$, $v_p = 18{,}82$m/s, $v_h = 18{,}77$m/s, $R_D = 1{,}44$m/s.

3.5 – Desempenho de decolagem

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

Nesse ponto da análise, a equipe repetiu a utilização da Equação (13), porém considerando a variação da altitude (0m, 800m e 1200m) e do peso de decolagem entre 70N e o peso máximo de decolagem na altitude em incrementos de 10N. Esse procedimento foi realizado como forma de se prever o comprimento de pista necessário para decolar a aeronave em diversas condições de peso e altitude. Os resultados dessa análise podem ser verificados no gráfico da Figura 11 apresentada a seguir.

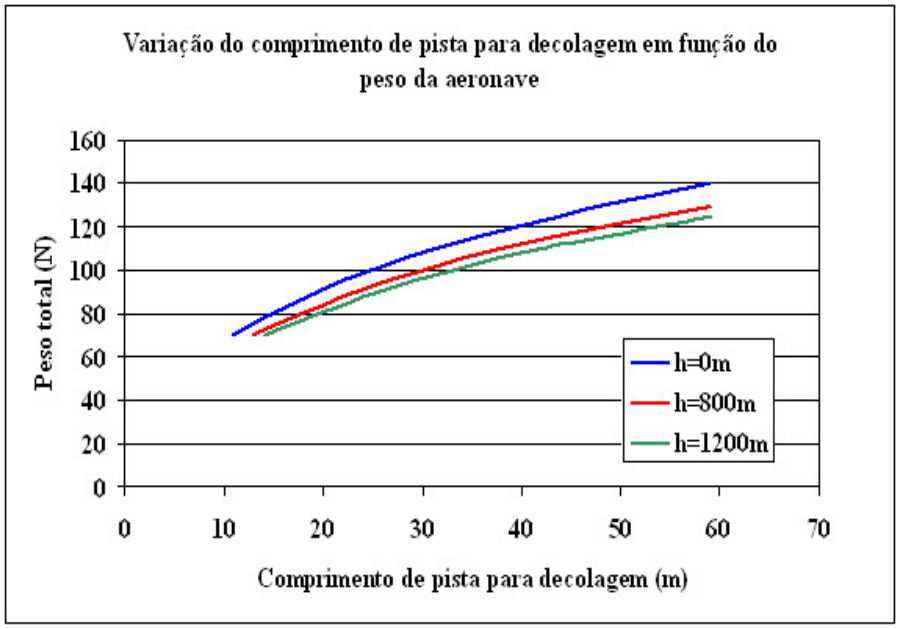


Figura 11 – Peso total de decolagem em função do comprimento de pista.

Pela análise do gráfico, é importante observar que conforme a altitude aumenta, o peso total de decolagem é cada vez menor para um limite de pista de 59 metros, esse fato é diretamente percebido no traçado do gráfico de carga útil em função da altitude-densidade, ou seja, quanto maior a altitude menor é a capacidade de carga da aeronave para um determinado comprimento de pista.

3.5 – Desempenho de pouso

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

Para a análise do desempenho da aeronave durante o pouso, a equipe seguiu a recomendação da norma FAR-part 23 [5] e adotou uma velocidade de aproximação de $1{,}3v_{estol}$, segundo Anderson [3], o comprimento de pista necessário para o pouso é calculado por.

$$S_{P0} = \frac{1{,}69 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{Lmáx} \cdot \left[D + \mu \cdot (W - L)\right]_{0,7vpo}} \tag{32}$$

Na Equação (32), é importante observar que também se considerou um valor médio em $0{,}7v_{P0}$.

Esta equação é similar à utilizada para a análise de decolagem, porém durante o pouso, a tração disponível é nula T = 0N uma vez que no instante em que a aeronave toca o solo o piloto reduz a tração a uma condição de marcha lenta do motor.

Considerando o peso máximo total calculado de 140N para o projeto, a Equação (32) foi solucionada para condições atmosféricas ao nível do mar, com o coeficiente de atrito μ = 0,1 e o resultado foi S_{P0} = 93,50m, o que garante o pouso dentro do limite de 122m estipulado pelo regulamento da competição.

Tal como para o desempenho de decolagem, a equipe avaliou as características de pouso em diversas condições de peso e altitude (0m, 800m, 1200m), obtendo como resultado o gráfico mostrado na Figura 12.

A análise do gráfico permite observar que para um determinado peso, quanto maior a altitude maior é o comprimento de pista necessário para o pouso.

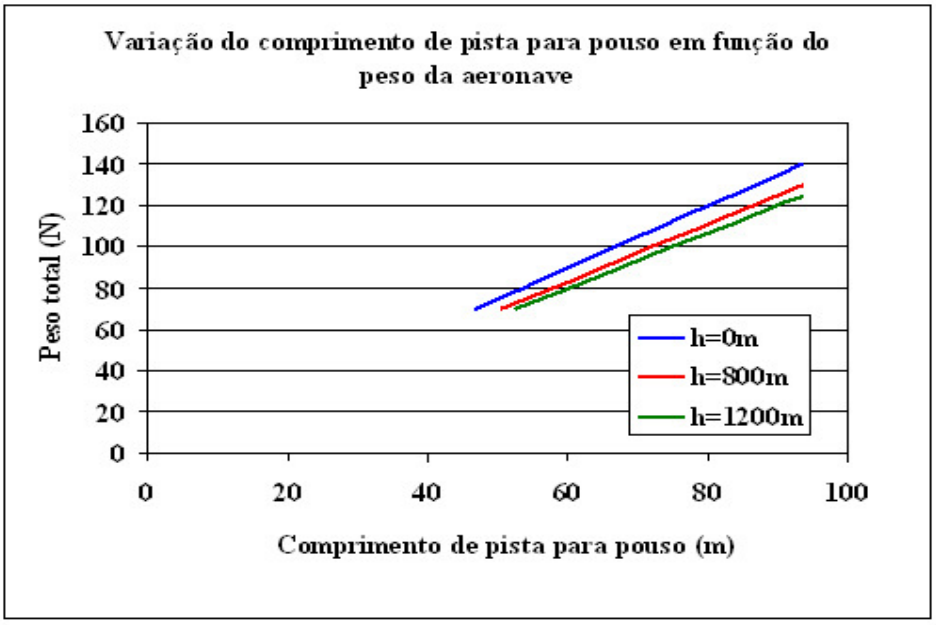


Figura 12 – Variação do comprimento de pista para pouso em função do peso total da aeronave.

3.8 – Determinação do diagrama *v-n* de manobra

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O Diagrama *v-n* de manobra da aeronave Wings foi obtido mediante a aplicação da norma FAR-part23 [5] e recomendações de Raymer [10] e Roskam [11].

Com o objetivo de se obter uma boa eficiência estrutural, a equipe optou em utilizar como fator de carga limite o menor valor possível. Segundo recomendações de Raymer [10] o fator de carga para aeronaves leves subsônicas é $2{,}5 \leq n_{máx} \leq 3{,}8$, para o projeto Wings foi

utilizado $n_{máx}$=2,5, mínimo valor da faixa, pois assim é possível durante a análise estrutural obter a estrutura mais leve e que resista com segurança as cargas atuantes durante o vôo.

Seguindo as orientações presentes na norma FAR-part23 [5], o fator de carga último, a velocidade de manobra, a velocidade de mergulho e o fator de carga limite negativo são determinados pelas Equações (33), (34), (35) e (36), respectivamente.

$$n_{ult} = 1{,}5 \cdot n_{\lim} \tag{33}$$

$$v^* = v_{estol} \cdot \sqrt{n_{máx}} \tag{34}$$

$$v_D = 1{,}25 \cdot v_{máx} \tag{35}$$

$$n_{\lim\ominus} = 0{,}4 \cdot n_{\lim\oplus} \tag{36}$$

Os resultados foram obtidos para o nível do mar e são respectivamente $n_{ult\oplus}$ = 3,75, $n_{ult\ominus}$ = -1,5, v^* = 17,8m/s e $n_{lim\ominus}$ = -1,0.

O diagrama *v-n* de manobra obtido está apresentado na Figura 13 mostrada a seguir.

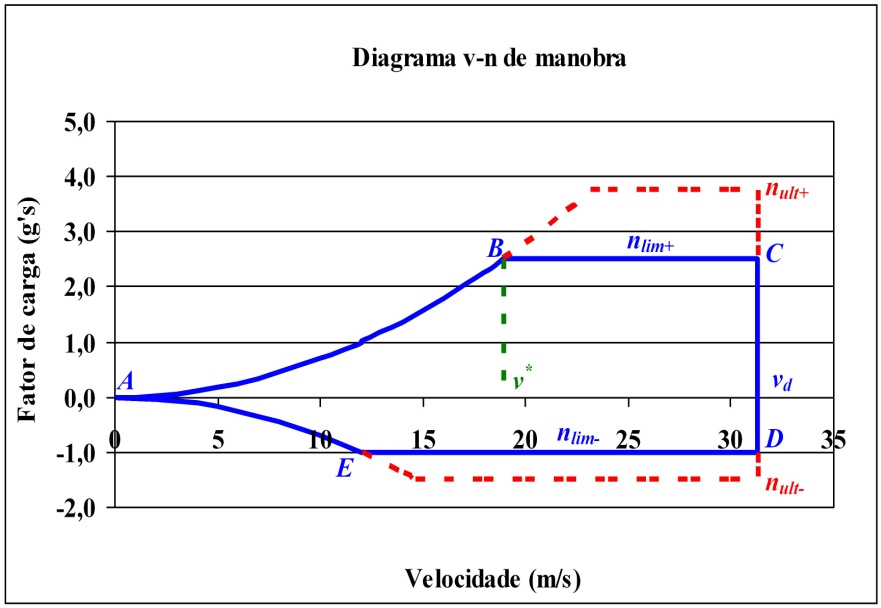


Figura 13 – Diagrama *v-n* de manobra da aeronave Wings.

3.9 – Raio de curvatura mínimo

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

Uma vez definido o diagrama *v-n*, a equipe realizou o cálculo para a determinação do raio de curvatura mínimo e para o máximo ângulo permissível para a inclinação das asas durante a realização de uma curva. A formulação utilizada é proposta por Anderson [1] e as equações são as seguintes.

$$v_{Rmín} = \sqrt{\frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{\rho \cdot (T/W)}} \tag{37}$$

$$n_{Rmín} = \sqrt{2 - \frac{4 \cdot K \cdot C_{D0}}{(T/W)^2}} \tag{38}$$

$$R_{mín} = \frac{4 \cdot K \cdot (W/S)}{g \cdot \rho \cdot (T/W) \cdot \sqrt{1 - 4 \cdot K \cdot C_{D0} / (W/S)^2}} \tag{39}$$

$$\phi = arccos\left(\frac{1}{n_{Rmín}}\right) \tag{40}$$

Nas equações apresentadas o valor da tração disponível foi considerado para a velocidade de estol na altitude em estudo e os resultados obtidos estão apresentados na Tabela 3.

Tabela 3 – Determinação do raio de curvatura mínimo e do máximo ângulo de inclinação das asas.

h(m)	$v_{Rmín}$(m/s)	$n_{Rmín}$(g's)	$R_{mín}$(m)	$\phi_{máx}$(°)
0	10,81	1,38	12,60	43,36
800	11,31	1,37	13,82	43,32
1200	11,58	1,37	14,50	43,29

3.10 – Envelope de vôo e teto absoluto

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O Envelope de vôo da aeronave Wings foi traçado com o objetivo de se ter um panorama geral da faixa de velocidades na qual a aeronave pode operar em diversas altitudes de vôo.

A envoltória do envelope de vôo foi obtida com os valores de v_{min} e $v_{máx}$ obtidos nas curvas de tração considerando uma análise realizada em diferentes altitudes até que a tração disponível se tornasse igual a requerida, determinando assim o teto absoluto de vôo da aeronave. É importante observar que o envelope de vôo representado na Figura 16 possui um limite aerodinâmico definido pela variação da velocidade de estol com a altitude e um limite estrutural definido pela variação de velocidade da manobra com a altitude.

O teto absoluto de vôo da aeronave Wings é 5200m e o envelope de vôo obtido está apresentado na Figura 14.

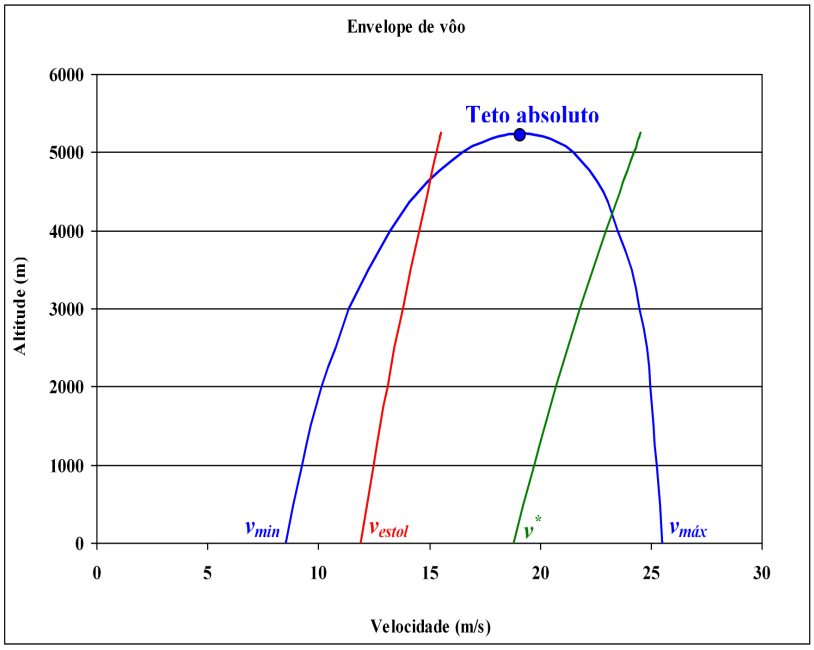


Figura 14 – Envelope de vôo da aeronave Wings.

3.11 – Gráfico de carga útil em função da altitude-densidade

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 4 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O desenvolvimento analítico para obtenção do gráfico de carga útil em função da altitude-densidade foi fundamentado no desempenho de decolagem da aeronave com a utilização da Equação (13), onde o comprimento de pista máximo foi fixado em 59m, os valores das forças de sustentação e arrasto foram calculados para a altitude desejada e a tração disponível corrigida para esta mesma altitude através da Equação (19).

Todo este processo foi implementado em uma planilha com a altitude variando entre 0m e 2300m em incrementos de 100m e o peso total de decolagem foi obtido para cada altitude de forma que o comprimento de pista para a decolagem resultasse em 59m.

Conhecido os valores do peso total de decolagem para cada altitude avaliada, a equipe subtraiu o peso vazio da aeronave (40N) e dividiu o resultado pela aceleração da gravidade para encontrar a carga útil em kg para cada uma das altitudes avaliadas.

O gráfico de carga útil obtido está representado na Figura 15, onde percebe-se que em São José dos Campos $h \cong 750$m, a aeronave Wings é capaz de transportar uma carga útil de 9,10kg. Os pontos calculados foram linearizados e a equação resultante é.

$$C_u = 10{,}154 - 0{,}0013 \cdot h \tag{41}$$

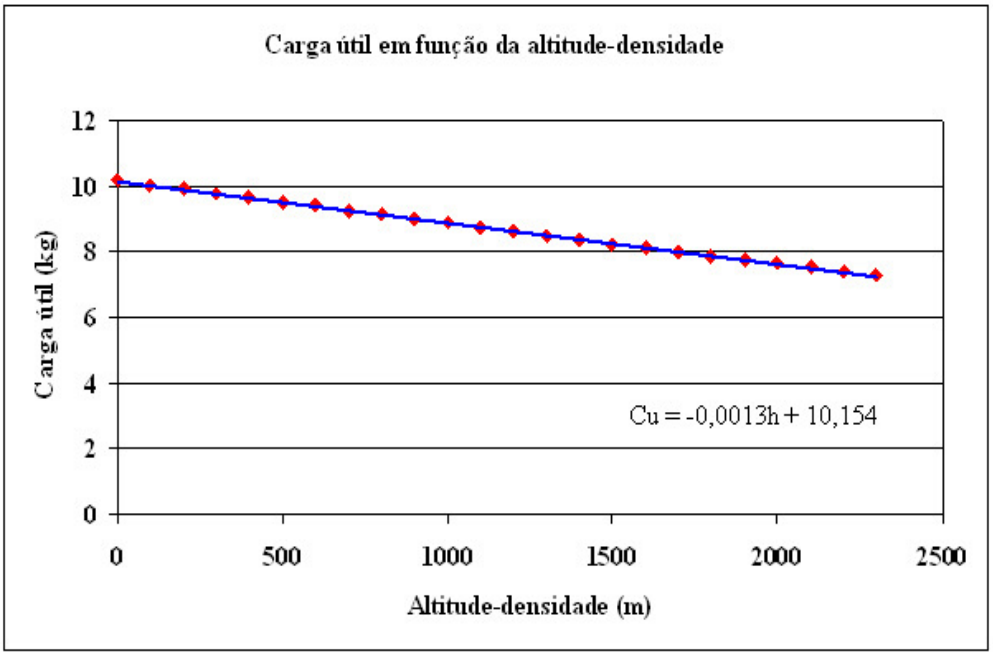


Figura 15 – Gráfico de carga útil em função da altitude densidade.

4. ANÁLISE DE ESTABILIDADE ESTÁTICA

4.1 Localização do centro de gravidade

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 5 do Volume 2 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O centro de gravidade da aeronave Wings está localizado em uma faixa compreendida entre 23% e 30% da cma. Essa faixa de valores foi utilizada para o ajuste do *CG* de acordo com a carga transportada e o valor da posição do *CG* para a aeronave vazia e carregada foi obtido com a aplicação da Equação (42) que relaciona os momentos gerados pelo peso individual de cada componente da aeronave com o peso total da mesma.

$$h_{CG} = \frac{\sum W \cdot d}{\sum W} \tag{42}$$

A Equação (42) foi solucionada considerando uma linha de referência localizada no nariz da aeronave e os resultados obtidos para a aeronave vazia e com carga máxima de decolagem foram respectivamente h_{CGv} = 0,15m que corresponde a 30% da cma e h_{CGc} = 0,115m que corresponde a 23% da cma.

4.2- Estabilidade longitudinal

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 5 do Volume 2 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

De acordo com Anderson [3], a estabilidade longitudinal estática de uma aeronave é obtida quando o coeficiente angular da curva C_{MCG} *x* α é negativo e o primeiro ponto desta curva é positivo, ou seja, $dC_{MCG}/d\alpha < 0$ e $C_{M0} > 0$.

Para o traçado da curva C_{MCG} *x* α da aeronave Wings, a equipe utilizou a Equação (43) sugerida por Anderson [3].

$$C_{MCG} = C_{Mac} + C_L \cdot (h_{CG} - h_{ac}) - V_H \cdot C_{Lt} \tag{43}$$

O coeficiente de momento ao redor do centro aerodinâmico, bem como os coeficientes de sustentação a asa e do profundor em função do ângulo de ataque foram obtidos pela análise das Figuras 2, 4 e 16. Neste ponto é importante citar que a curva C_{Lt} x α também está corrigida para a envergadura finita do profundor em que o centro aerodinâmico do perfil Selig 1223 está localizado a uma distância h_{ac} = 0,125m a partir do bordo de ataque, ou seja, 25% da cma.

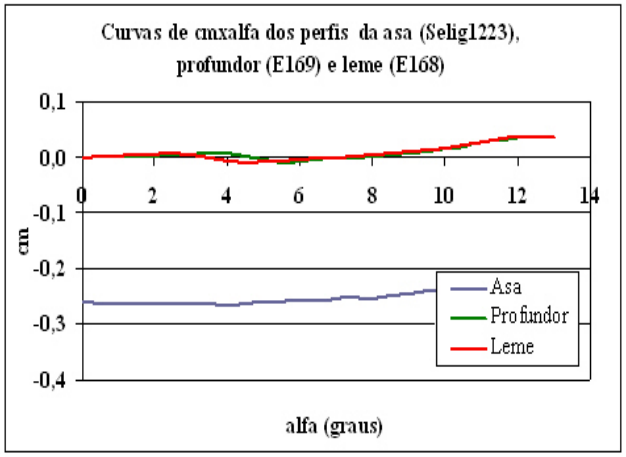
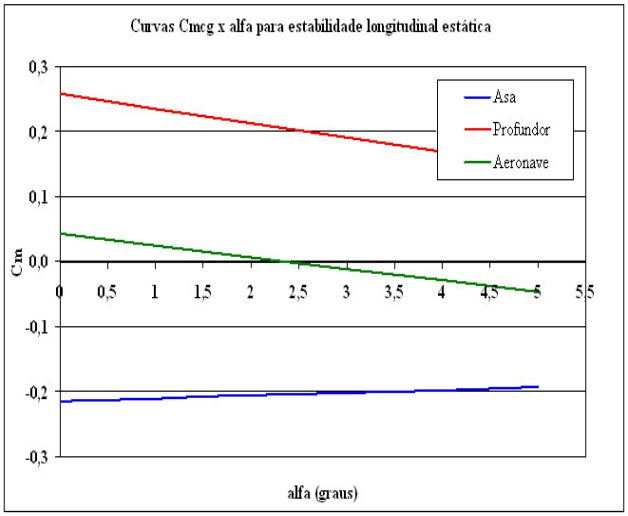


Figura 16 – características aerodinâmicas da asa e das superfícies da empenagem.

O resultado obtido com a aplicação da Equação (43) pode ser observado na Figura 17.



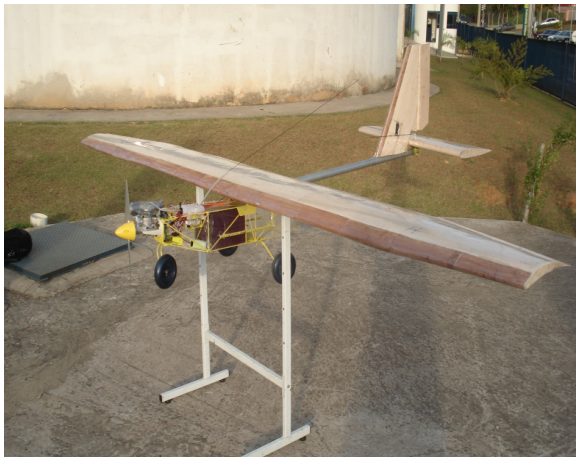


Figura 17 – Coeficiente de momento ao redor do *CG* em função do ângulo de ataque.

Pela análise da figura é possível observar que a aeronave Wings possui estabilidade longitudinal estática e o ângulo que proporciona a trimagem da aeronave é 2,3°.

O ponto neutro que delimita a posição traseira do *CG* e a margem estática que representa o passeio do *CG* para se garantir a estabilidade longitudinal foram obtidos com a solução das Equações (44) e (45).

$$h_n = h_{ac} + V_H \cdot \frac{a_t}{a} \cdot \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) \tag{44}$$

$$m_e = h_n - h_{CG} \tag{45}$$

Os resultados obtidos foram h_n = 0,233m em relação ao bordo de ataque da asa, que corresponde a 46,63% da cma e m_e = 0,0831m, indicando que enquanto o *CG* estiver posicionado à frente do ponto neutro, a aeronave é longitudinalmente estável.

4.3 – Estabilidade direcional

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 5 do Volume 2 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

O critério necessário para a estabilidade direcional de uma aeronave é garantir que o coeficiente angular da curva C_n x β seja positivo, ou seja, $C_{n\beta} = dC_n / d\beta > 0$. Segundo Nelson [9], o valor de $C_{n\beta}$ pode ser obtido pelo cálculo da Equação (46).

$$C_{n\beta} = C_{n\beta wf} + C_{n\beta V} \tag{46}$$

O primeiro termo do lado direito da Equação (46) representa os efeitos da asa e fuselagem, e o segundo a influência da superfície vertical da empenagem. Os valores de $C_{n\beta wf}$ e $C_{n\beta v}$ foram calculados pelas Equações (47) e (48).

$$C_{n\beta wf} = -K_n \cdot K_{RL} \cdot \frac{S_F \cdot l_F}{S_w \cdot b} \tag{47}$$

$$C_{n\beta v} = V_{Vt} \cdot \eta_V \cdot a_{Vt} \cdot \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) \tag{48}$$

Os valores de K_n = 0,04 e K_{RL} = 1 foram obtidos em gráficos empíricos presentes em Nelson [9], S_F = 0,122m² representa a área projeta da fuselagem e l_F = 0,925m o comprimento da fuselagem, o coeficiente angular a_{vt} = 0,066grau^{-1} foi obtido a partir da curva C_L x α para a superfície vertical da empenagem representada na Figura 4. A relação $\eta_V \cdot (1 + d\sigma/d\beta)$ foi estimada segundo USAF [12] pela Equação (49).

$$\eta_V \cdot \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) = 0{,}724 + 3{,}06 \cdot \left(\frac{S_{Vt}/S_w}{1 + \cos\Lambda_{(c/4)}}\right) + 0{,}4 \cdot \frac{Z_w}{d_F} + 0{,}009 \cdot AR_w \tag{49}$$

A Equação (49) foi solucionada considerando S_{Vt} = 0,13m², Z_w = 0,07045m , d_F = 0,165m e Λ= 0° pois não há enflechamento na asa.

A partir das considerações feitas, o valor de $C_{n\beta}$ = 0,162grau^{-1} encontrado garante a estabilidade direcional estática da aeronave Wings. A Figura 18 apresentada a seguir mostra a variação do coeficiente de momento C_n em função do ângulo β para uma perturbação variando entre –6° e +6°, e pela análise do gráfico, é possível observar que após qualquer perturbação sofrida a aeronave possui a tendência de retornar a sua posição de equilíbrio.

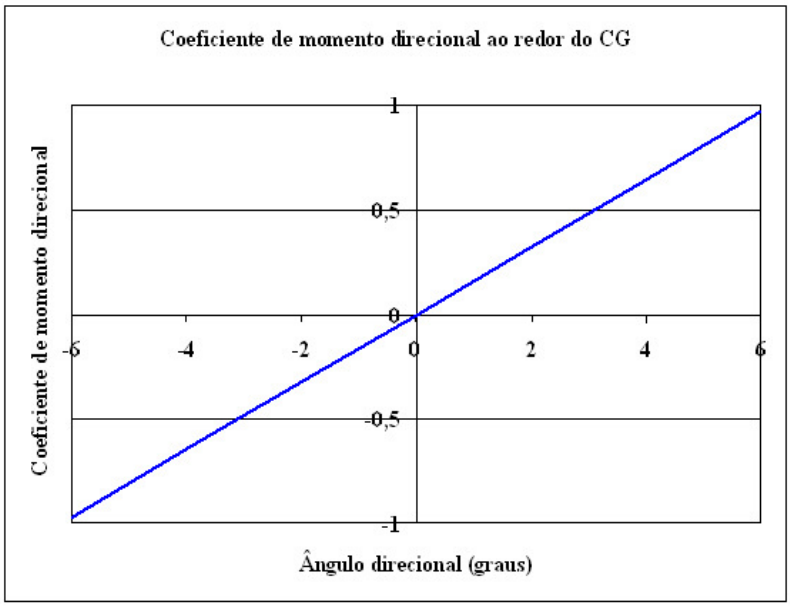


Figura 18 – Estabilidade direcional estática.

4.4 Estabilidade lateral

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 5 do Volume 2 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign

A verificação da estabilidade lateral da aeronave Wings foi realizada a partir de citações de Ly [7], no qual a relação $dC_L/d\beta = C_{L\beta}$ deve ser ligeiramente negativa. O cálculo foi realizado segundo a aplicação da Equação (50).

$$C_{L\beta} = -2 \cdot a \cdot \varphi \cdot \frac{\int_0^{b/2} c_y \cdot d_y}{S \cdot b} \tag{50}$$

Na Equação (50), φ = 1° representa o ângulo de diedro da asa e o resultado encontrado para $C_{L\beta}$ foi -0,01504grau $^{-1}$, indicando a estabilidade lateral da aeronave.

5. ANÁLISE ESTRUTURAL

5.1 Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa

Para a realização dessa análise, estudar o Capítulo 2 do Volume 1 do Livro Fundamentos de Engenharia Aeronáutica – Aplicações ao Projeto SAE-AeroDesign
Estudar o cálculo da distribuição de suatentação pela aproximação de Schrenk

Como primeiro ponto para a análise estrutural da asa, a equipe determinou a distribuição de sustentação ao longo da envergadura a partir da aplicação do teorema de Kutta-Joukowski com a aplicação da Equação (51).

$$L(y) = \rho \cdot v \cdot \Gamma(y) \tag{51}$$

A solução desta equação foi realizada para condições de atmosfera padrão ao nível do mar considerando a velocidade de manobra da aeronave obtida no diagrama *v-n* e a circulação foi calculada para uma distribuição elíptica de sustentação a partir da teoria da linha sustentadora de Prandtl como mostra a Equação (52).

$$\Gamma(y) = \Gamma_0 \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{2 \cdot y}{b}\right)^2} \tag{52}$$

A circulação no ponto médio da asa foi calculada pela aplicação da Equação (53) com a força de sustentação obtida em função do peso total da aeronave e do fator de carga limite positivo pela aplicação da Equação (54).

$$\Gamma_0 = \frac{4 \cdot L}{\rho \cdot v \cdot b \cdot \pi} \tag{53}$$

$$L = n_{\lim} \cdot W \tag{54}$$

A distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa da aeronave Wings pode ser observada na Figura 19 apresentada a seguir.

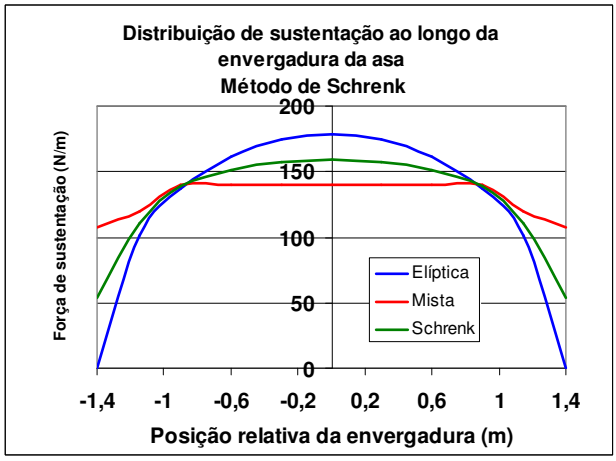


Figura 19 – Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa.

5.2 Dimensionamento estrutural das longarinas da asa

Para a realização dessa análise, aplicar conceitos fundamentais de resistência dos materiais e estruturas aeronáuticas.

A asa da aeronave Wings possui duas longarinas tubulares de fibra de carbono com diâmetro externo de 24mm e espessura de parede de 1,5mm. O cálculo da tensão atuante para a verificação dos critérios de flexão foi realizado com a aplicação da Equação (55) apresentada a seguir que relaciona o momento fletor atuante na raiz da asa com as propriedades geométricas e de momento de inércia da seção transversal do tubo.

$$\sigma = -\frac{M_{Fmáx} \cdot y}{I} \tag{55}$$

O momento fletor máximo atuante na raiz da asa foi determinado considerando o carregamento resultante da distribuição elíptica obtida na Figura 21. A análise foi realizada para a semi-envergadura da asa e a carga equivalente foi aplicada no centróide do quarto de elipse. Como forma de validar o cálculo, a equipe realizou um ensaio estático para verificar a resistência à flexão através de uma simulação do carregamento na semi-envergadura da asa. Para a realização do ensaio, os pesos foram distribuídos ao longo da semi-envergadura da asa até um carregamento total de 200N, e nesta situação, a estrutura resistiu bem à solicitação aplicada. A Figura 20 apresentada a seguir mostra o modelo para a determinação do momento fletor na raiz da asa.

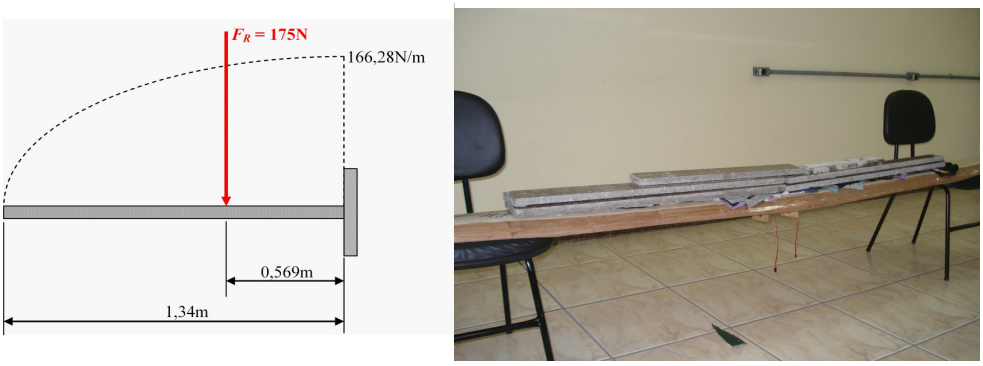


Figura 20 – Modelo para determinação do momento fletor e fotografia do ensaio realizado.

A partir da determinação do momento fletor máximo $M_{Fmáx}$ = 99,524Nm, o cálculo foi realizado considerando-se o momento de inércia total da seção transversal das duas longarinas resultando em uma tensão atuante igual a 88,60MPa, que comparada com a tensão de ruptura da fibra de carbono de 900MPa garante uma margem de segurança de 10,15.

5.3 Dimensionamento do trem de pouso

Para a realização dessa análise, aplicar conceitos fundamentais de resistência dos materiais e estruturas aeronáuticas.

Para o dimensionamento estrutural do trem de pouso, a análise de cargas foi fundamentada nos requisitos da norma FAR–part23 [5] onde se considerou para a análise o peso máximo de decolagem e um pouso realizado com o trem de pouso principal. A disposição do trem de pouso foi realizada segundo citações de Kroes & Rardon [6] onde 15%

do peso é aplicado ao trem do nariz e 85% no trem principal. A análise realizada avaliou os critérios de resistência quanto à flexão e foi considerada uma seção transversal retangular do trem de pouso principal com a aplicação de um fator de carga igual a 2,15 no instante do pouso e o material utilizado é fibra de carbono. A tensão atuante obtida foi de 157,5MPa que fornece uma margem de segurança de 5,71. O trem do nariz foi confeccionado em aço com seção circular de diâmetro igual a 5mm e resistiu muito bem as cargas atuantes durante o taxiamento e operações de decolagem e pouso. A Figura 21 apresentada a seguir mostra o modelo utilizado para a determinação da resistência à flexão do trem de pouso principal da aeronave Wings.

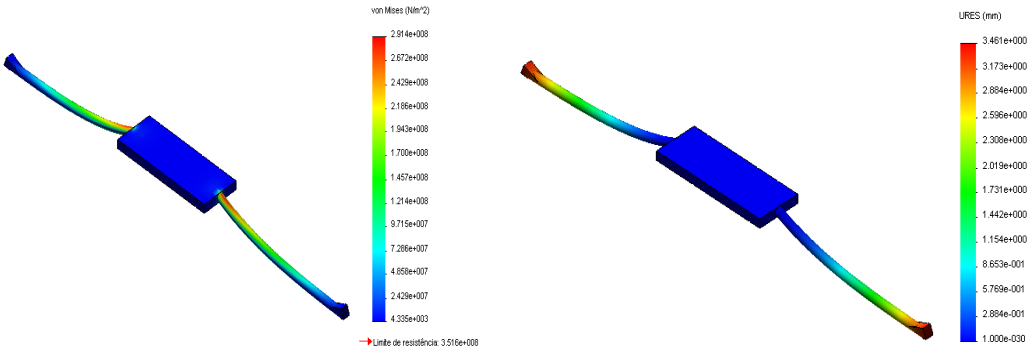


Figura 21 – Modelo da análise estrutural do trem de pouso.

5.4 Estrutura da empenagem e da fuselagem

Para a realização dessa análise, aplicar conceitos fundamentais de resistência dos materiais e estruturas aeronáuticas.

A estrutura da empenagem da aeronave Wings foi totalmente construída com a utilização de isopor e madeira balsa formando uma estrutura rígida. A forma geométrica da superfície vertical é trapezoidal com 40% de sua área destinada ao leme de direção. Essa área de controle foi determinada através da experiência adquirida pela equipe em competições anteriores. A superfície horizontal é totalmente móvel, a fixação com o "tail boom" foi realizada de forma a evitar vibrações excessivas garantindo que não ocorra o fenômeno de "flutter" através do acoplamento de um tubo de fibra de carbono articulado.

A fuselagem foi construída com a utilização de alumínio, o "tail boom" possui seção tubular de fibra de carbono com espessura de parede de 2mm e foi fixado por dois pontos de conexão em uma estrutura treliçada na parte traseira da fuselagem. Esse sistema de fixação se mostrou muito eficiente durante os testes de vôo apresentando boa resistência mecânica e baixos níveis de vibração. A parede de fogo para a fixação do grupo moto-propulsor foi construída com uma base única em nylon acoplada diretamente à parte frontal da fuselagem propiciando segurança e grande facilidade de manutenção.

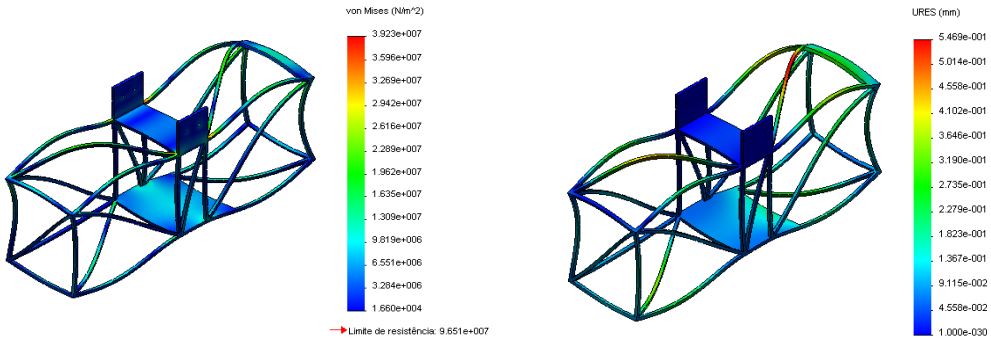


Figura 22 – Modelo da análise estrutural da Fuselagem.

5.5 Dimensionamento dos servos

Os servos-comandos utilizados na aeronave da equipe Wings são da marca Futaba modelos S3004 ou S3003 com um torque máximo de 0,32Nm e uma força tangencial de aproximadamente 35N, para o comando do profundor utilizou-se o servo S3305 com uma força tangencial de 75N.

Esses servos foram selecionados de acordo com recomendações presentes na página eletrônica da Futaba e durante os testes de vôo, todas as superfícies da aeronave responderam prontamente ao comando aplicado e suportaram todos os esforços aerodinâmicos em diversas condições de vôo, o que garantiu a eficiência e a segurança dos mesmos.

6. CONCLUSÕES

Como conclusões do projeto desenvolvido pela equipe Wings pode-se citar que a expectativa inicial de 140N do peso total de decolagem foi obtida resultando no sucesso previsto para a aeronave desejada, com isso, a equipe espera obter bons resultados na classificação final da competição.

Também é importante ressaltar todo o aprendizado adquirido com a realização dos ensaios estruturais da aeronave, que embora realizados apenas de forma qualitativa, permitiram à equipe a comprovação visual dos fenômenos mais importantes relacionados a estrutura da aeronave.

Também neste ano a equipe procurou melhorar os pontos com maior deficiência técnica e trabalhou mais focada nos parâmetros de estabilidade e estruturais da aeronave obtendo características mais precisas de estabilidade e reduzindo consideravelmente o peso vazio da aeronave através da aplicação de materiais leves, com boa resistência mecânica e com um dimensionamento correto dos principais componentes estruturais da aeronave.

Durante todos os testes de vôo realizados até o presente momento, a aeronave apresentou excelentes qualidades de desempenho e estabilidade, mostrando que o projeto aerodinâmico e estrutural desenvolvido está com boa margem de confiabilidade e que as teorias estudadas foram aplicadas de forma correta.

Figura 23 – Testes de Vôo.

Referências Bibliográficas

[1] ANDERSON, JOHN. D., *Aircraft Performance and Design*, McGraw-Hill, Inc. New York 1999.

[2] ANDERSON, JOHN. D. *Fundamentals of Aerodynamics.* 2ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1991.

[3] ANDERSON, JOHN. D. *Introduction to Flight.* 3ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1989.

[4] DURAND, W. F., & LESLEY, E. P., Experimental research on air propellers II, T. R. n°30, NACA 1920.

[5] FEDERAL AVIATION REGULATIONS, Part 23 Airwothiness standarts: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, USA.

[6] KROES, M. J., & RARDON, R. J., *Aircraft Basic Science.* 7ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1998.

[7] Ly, Ui-Loi. *Stability and Control of Flight Vehicle,* University of Washington. Seattle 1997.

[8] McCORMICK, BARNES. W. *Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics*. 2ª Ed, John Wiley & Sons, Inc. New York 1995.

[9] NELSON, ROBERT. C., *Flight Stability an Automatic Control*, 2ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1998.

[10] RAYMER, DANIEL, P. *Aircraft design: a conceptual approach*, AIAA, Washington, 1992.

[11] ROSKAM. JAN, *Airplane aerodynamics and performance*, DARcorporation, University of Kansas, 1997.

[12] USAF., *Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Fairborn, OH.